

В.А. Соловьёв,
Л.Н. Лысенко, В.Е. Любинский

Управление космическими полетами

Часть 1



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана

В.А. Соловьёв,
Л.Н. Лысенко, В.Е. Любинский

Управление космическими полетами

Часть 1

Под общей редакцией Л.Н. Лысенко

*Допущено Учебно-методическим объединением вузов
по университетскому политехническому образованию
в качестве учебного пособия для студентов
высших учебных заведений, обучающихся по направлениям
подготовки «Ракетостроение и космонавтика»
и «Гидроаэродинамика и динамика полета»*



Москва 2009

УДК 629.786.2.05(075.8)

ББК 39.62

С60

Издано при финансовой поддержке
Федерального агентства по печати и массовым коммуникациям
в рамках Федеральной целевой программы «Культура России»

Рецензенты:

кафедра «Информационно-управляющие комплексы»
Московского авиационного института
(государственного технического университета)
(зав. кафедрой д-р техн. наук, проф. М.Н. Красильщиков);
д-р техн. наук, проф. В.И. Лобачев;
д-р техн. наук, проф. В.Г. Кравец

Соловьёв В. А.

С60

Управление космическими полетами : учеб. пособие :
в 2 ч. / В. А. Соловьёв, Л. Н. Лысенко, В. Е. Любинский ; под
общ. ред. Л. Н. Лысенко. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Бау-
мана, 2009.

ISBN 978-5-7038-3350-6(075.8)

Ч. 1. – 476, [4] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-3351-3(075.8) (ч. 1).

Впервые в учебной литературе систематизированно изложены теоре-
тические основы и научно-технические задачи управления полетами как
пилотируемых, так и беспилотных космических аппаратов, выводимых на
околоземные и межпланетные орбиты. В первой части рассмотрены общие
вопросы технологии управления, системно-теоретические основы построе-
ния автоматизированной системы управления и планирования космиче-
ских полетов. Во второй показаны основные этапы и виды обеспечения
управления космическими полетами на разных стадиях их подготовки и
осуществления, рассмотрены прикладные аспекты адаптации контура
управления полетами к решению целевых задач на борту космических ап-
паратов и орбитальных комплексов. Выполнен анализ проблем управления
полетами перспективных космических аппаратов и показаны пути решения
этих проблем.

Содержание учебного пособия соответствует курсам лекций, читаемых
авторами в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Для студентов старших курсов и аспирантов, слушателей, адъюнктов и
курсантов военных учреждений высшего профессионального образования.
Может быть полезно специалистам в области управления космическими
полетами, в том числе зарубежным, принимающим участие в выполнении
совместных космических программ.

УДК 629.786.2.05(075.8)

ББК 39.62

© Соловьёв В.А., Лысенко Л.Н.,
Любинский В.Е., 2009

© Оформление. Издательство МГТУ
им. Н.Э. Баумана, 2009

ISBN 978-5-7038-3351-3(075.8) (ч. 1)

ISBN 978-5-7038-3350-6(075.8)

ПОСВЯЩЕНИЕ

Трудно представить, как непросто приходилось творцам ракетно-космической техники в 1950–1970-х годах. Понятия «жизнь» и «работа» были для них синонимами. О работе они помнили всегда, даже в редкие минуты отдыха.

Они жили, как обычные советские люди, и только некоторые, самые яркие, удостоивались за свой труд почетных званий и высоких государственных наград, о наличии которых при их жизни было известно только близким да коллегам.

Но они обладали огромной привилегией – знали, во имя чего жертвуют здоровьем, а в ряде случаев и жизнью. Оставаясь добровольными пленниками долга, они обеспечивали будущее своей Родины, опередив европейских и американских специалистов по большинству направлений наиболее наукоемкой области техники. Но несмотря на трудности, они были счастливыми людьми: их успехи, их небольшие победы позволили России стать ведущей державой в освоении космического пространства.

Те, кто пришел им на смену, работают в совершенно другой обстановке и с иной мотивацией. Тем не менее подавляющее большинство наших коллег не изменили себе, не польстились на возможность примкнуть к делающим большие и легкие деньги, не покинули России, не сменили скромных кабинетов НИИ, КБ и вузов, спартанскую обстановку испытательных лабораторий, полигонов и центров на роскошь и удобства престижных сегодня офисов коммерческих компаний и банков.

Всем им, бескорыстным служителям нашего общего дела, знакомым и незнакомым, поставившим целью своей жизни сохранение и приумножение космического потенциала страны, научного и научно-технического наследия наших учителей и старших товарищей, посвящается эта книга.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Предлагаемая вниманию читателя книга представляет собой единственное в своем роде учебное пособие, авторы которого ставили перед собой цель максимально полно и системно изложить относительно новый и исключительно динамично развивающийся раздел космонавтики, получивший условное название «Управление космическими полетами».

Начало его становления, как нетрудно догадаться, совпадает с началом космической эры, т. е. фактически с моментом запуска первого искусственного спутника Земли, а содержание и направленность всегда однозначно диктовались практическими нуждами. Знаменательной вехой, определившей пути современного развития этого раздела, стало появление пилотируемой космонавтики.

Сегодня осуществление длительных околоземных орбитальных, а тем более межпланетных экспедиций просто невозможно представить без детальной проработки и решения всей совокупности задач управления космическими полетами.

Данное пособие является результатом труда авторского коллектива, каждый из членов которого внес посильный вклад в его написание. Тем не менее следует отметить, что основной вклад, определивший замысел и содержание работы, принадлежит В.А. Соловьёву, обладающему уникальными возможностями проникновения в обсуждаемые проблемы как в качестве летчика-космонавта, входившего в состав третьего основного экипажа орбитального комплекса на базе пилотируемой станции «Салют-7» и первого основного экипажа ОПС «Мир», так и бессменного руководителя полетов ОК «Мир» и Российского сегмента международной космической станции.

В 1989 г. в рамках специальности «Динамика и управление движением ракет и космических аппаратов» в МГТУ им. Н.Э. Баумана было начато обучение студентов по управлению космическими полетами на кафедре «Баллистика и аэродинамика» (ныне «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов»). Для постановки соответствующих курсов удалось привлечь многих известных ученых-практиков, принявших активное участие в учебном процессе: д-ров наук Н.М. Иванова, Б.С. Скребушевского, В.В. Ивашкина, М.Ю. Беляева, Ю.Л. Кузнецова, Ю.Н. Разумного, В.В. Бетанова, В.Е. Любинского и др. Единственным курсом, на который не удавалось найти преподавателя нужной квалификации, оставался в течение длительного времени центральный, в определенном смысле стержневой курс – «Планирование и оперативное управление пилотируемыми космическими полетами».

Такой курс не читался в полном объеме ни в одном из вузов страны. В МВТУ им. Н.Э. Баумана попытка постановки близкого по содержанию курса предпринималась на кафедре «Проектирование ракет-носителей и крупногабаритных космических конструкций», возглавляемой в течение длительного времени сподвижником С.П. Королева, крупным советским ученым, чл.-корр. АН СССР, Героем Социалистического Труда, проф. В.И. Феодосьевым. В разные годы к осуществлению этой попытки в рамках чтения общего курса проектирования привлекались сотрудники НПО «Энергия» В.Г. Кравец и В.Е. Любинский – участники разработки общей концепции и непосредственного управления космическими полетами большинства орбитальных кораблей, аппаратов и станций, созданных в объединении. Содержанию курса частично соответствовал материал, опубликованный в их монографии «Основы управления космическими полетами» [44], отражавший сложившуюся на тот период времени практику управления полетами (что, очевидно, было достаточным для специалистов-проектировщиков и конструкторов ракетно-космической техники), но не отвечавший на главные вопросы: **как** следует подходить к решению обсуждаемых задач, **почему** принято то или

иное решение и **какие резервы** существуют и должны учитываться при совершенствовании методологии, средств и методов управления космическими полетами. Материал, изложенный в изданных примерно в те же и более поздние годы работах П.А. Агаджанова [1], Г.Ю. Максимова [64], А.П. Разыграева [86], А.С. Елисеева [28], В.Г. Кравца [45], авторского коллектива сотрудников ЦСКБ [41], возглавляемого Генеральным конструктором Д.И. Козловым, и других, где рассматривались как отдельные аспекты создания элементов бортового и наземного комплексов управления полетами, так и управления движением космических аппаратов, также не содержал исчерпывающего ответа на поставленные вопросы.

Приглашенным для постановки и чтения курса В.А. Соловьёвым было подготовлено и выпущено в свет Издательством МГТУ им. Н.Э. Баумана несколько методических пособий [92, 93], посвященных отдельным фрагментам обсуждаемой учебной дисциплины.

Потребовалось, однако, более десяти лет, прежде чем был наработан достаточный материал, позволивший приступить к написанию учебного пособия, удовлетворяющего сформулированным выше требованиям. Отчасти этому способствовало появление в последние годы ряда работ, в том числе и учебных пособий для слушателей высших учебных заведений Министерства обороны – главным образом ВИКИ им. А.Ф. Можайского и ВА им. Ф.Э. Дзержинского (ныне ВА РВСН им. Петра Великого).

Существенным импульсом на завершающем этапе работы над книгой послужила защита В.Е. Любинским докторской диссертации и его переход для работы по совместительству на профильную кафедру. При написании пособия был использован частично опубликованный в статьях В.А. Соловьёва (например, [16, 55, 63, 94, 95]) и его докторской диссертации материал, а также данные работ В.Н. Калинина [36–38], В.В. Бетанова [12–15, 97], приведенные, в частности, в разд. 2–4, Б.В. Соколова [91], авторских коллективов, возглавляемых Д.А. Ловцовым и Б.И. Глазовым [71, 83], В.Д. Бабишиным [3]. При написа-

нии разд. 6, 7 использованы результаты сотрудников РКК «Энергия» им. С.П. Королева кандидатов технических наук А.А. Коваленко, М.М. Матюшина и В.И. Станиловской. При этом материал излагается, естественно, с позиций собственного видения авторов настоящего пособия.

Круг вопросов, освещаемых в предлагаемом учебном пособии, ограничивается в основном изложением проблем управления полетами пилотируемых и беспилотных аппаратов в околоземном космическом пространстве. Вопросы управления полетом перспективных пилотируемых межпланетных космических кораблей, имеющие определенную специфику, рассматриваются только в гл. 20 и 21.

Хотя содержание книги базируется на исследованиях, отраженных в докторских диссертациях В.А. Соловьёва и В.Е. Любинского, что давало основание рассматривать ее как монографию, позднее авторы пришли к выводу, что более полезным будет издание имеющегося материала в форме учебного пособия, ориентированного на студентов. Выпуск такого пособия представлялся актуальным, прежде всего, в связи с началом целенаправленно ориентированной подготовки на кафедре в 2008/09 учебном году специалистов соответствующего профиля.

В результате рукопись была подвергнута определенной ревизии. Вместе с тем отказаться от многого из написанного оказалось психологически сложно. Часть этих материалов носит сугубо теоретический характер, не получивший пока практического воплощения. Более того, в отдельных случаях они ориентированы на перспективу и для освоения требуют специальной математической подготовки. Все же было решено оставить эти материалы для факультативного рассмотрения, выделив их в тексте петитом.

Изложенными обстоятельствами объясняется и наличие в книге существенного количества ссылок на литературные источники, число которых превосходит обычно привлекаемое при написании учебной литературы.

В силу того, что учебное пособие, учитывая его цели и задачи, не имеет аналога, в списке литературы, который к обоим частям учебного пособия приводится в каждой из час-

тей работы, звездочками отмечены работы, рекомендуемые в качестве основных для углубленного изучения лекционных курсов дисциплины.

Большой вклад в совершенствование содержания учебного пособия внесли рецензенты – заслуженный деятель науки Российской Федерации, лауреат Государственной премии и премии СМ СССР д-р техн. наук, проф. В.И. Лобачев (ЦНИИмаш) и лауреат Государственной премии СССР д-р техн. наук, проф. В.Г. Кравец (РКК «Энергия» им. С.П. Королева), взявшие на себя труд внимательно ознакомиться с рукописью и сделавшие конструктивные критические замечания. Ряд пожеланий, учтенных авторами при доработке рукописи, был высказан и в отзыве кафедры МАИ «Информационно-управляющие комплексы» (зав. кафедрой, заслуженный деятель науки Российской Федерации д-р техн. наук, проф. М.Н. Красильщиков). Всем им авторы выражают искреннюю признательность.

Авторы выражают благодарность ректору МГТУ им. Н.Э. Баумана академику РАН, проф. И.Б. Федорову за постоянное внимание к их работе и помощь в решении организационных вопросов по изданию пособия.

Большую роль в подготовке книги к изданию сыграли Н.А. Шевелкина и Н.И. Аникеева, выполнившие компьютерный набор рукописи.

Учебное пособие состоит из двух частей, содержащих восемь разделов, включающих 21 главу. В первую часть вошли разд. 1–3 (гл. 1–11), во вторую – разд. 4–8 (гл. 12–21).

В процессе работы над пособием авторы имели возможность выслушать пожелания и конструктивную критику многих признанных специалистов в данной области, что безусловно способствовало улучшению содержания пособия.

Учитывая, что завершающий этап работы над пособием потребовал детального совместного обсуждения и поиска наилучших решений практически по всем рассматриваемым в нем вопросам, авторы сочли возможным считать, что они несут солидарную ответственность за все включенные в книгу материалы.

Авторам небезразлична оценка их работы коллегами, поэтому они будут благодарны всем, кто сочтет возможным высказать свое мнение о прочитанном. Замечания и пожелания просьба направлять по адресу: 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., 5, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Авторы пытались написать интересную и полезную книгу, вложив в нее знания, накопленный опыт, стремление заразить читателя собственной увлеченностью предметом, наукой, которую они представляют. Насколько это удалось – судить читателям.

Заслуженный деятель науки РФ, лауреат
премии Президента РФ д-р техн. наук,
профессор *Л.Н. Лысенко*

СОКРАЩЕНИЯ* И ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

Сокращения

АББД	– автоматизированный банк баллистических данных
АОИ	– аппаратура обмена информацией
АСБНО	– автоматизированная система баллистико-навигационного обеспечения
АСИТО	– автоматизированная система информационно-теlemetryческого обеспечения
АСКПО	– автоматизированная система командно-программного обеспечения
АСОИ	– автоматизированная система обмена информацией
АСУ КП	– автоматизированная система управления космическим полетом
БА	– бортовая аппаратура
ББ	– базовый блок
БВК	– бортовой вычислительный комплекс
БИ	– буфер измерений
БД	– база данных
БИС	– бортовая информационная система
БКАУ	– бортовой комплекс автоматического управления
БКУ	– бортовой комплекс (контур для схемных решений) управления

* В список включены общепринятые и наиболее часто используемые в книге сокращения, расшифровка вспомогательных приводится непосредственно в тексте.

БНО	– баллистико-навигационное обеспечение
БПП	– бортовой план полета
БРТК	– бортовой радиотехнический комплекс
БРТС	– бортовая радиотехническая система
БСП	– баллистическая схема полета
БЦ	– баллистический центр
БЭС	– баллистическая экспертная система
ВТИ	– внешнетраекторные измерения
ВТО	– вторичная обработка (информации)
ВК	– вычислительный комплекс
ВЦ	– вычислительный центр
ГАП	– группа автоматизированного планирования
ГДПР	– группа детального планирования и реализации программы полета
ГКНПЦ	– государственный космический научно-производственный центр
ГКПУ	– группа командно-программного управления
ГОГУ	– главная оперативная группа управления
ГП	– группа планирования
ГСО	– гироскопическая система ориентации
ДОС	– долговременная орбитальная станция
ДПО	– двигатели причаливания и ориентации
ДПП	– детальный план полета
ДУ	– директива управления, двигательная установка
ЕЦП	– единый цифровой поток
ЗРВ	– зона радиовидимости
ИВК	– информационно-вычислительный комплекс
ИД	– исходные данные
ИМО	– информационное медицинское обеспечение

ИОДЭ	– информационное обеспечение деятельности экипажа
ИП	– измерительный пункт
ИРС	– интегрированный Российский сегмент МКС
ИОЦП	– информационное обеспечение выполнения целевой программы
ИСЗ	– искусственный спутник Земли
ИТНП	– измерение текущих навигационных параметров
ИТО	– информационно-телеметрическое обеспечение
КА	– космический аппарат
КВМ	– координатно-временные методы
КГС	– коэффициент глобальной связи
КДО	– контрольно-диагностическое обеспечение
КИК	– командно-измерительный комплекс
КИП	– командно-измерительный пункт
КИС	– командно-измерительные средства, контрольно-испытательная станция
КК	– космический корабль
КМ	– координатные методы
КМК	– каталог матричных команд
КМС	– комплексный моделирующий стенд
КП	– космический полет
КПИ	– командно-программная информация
КПУ	– командно-программное управление
КПО	– командно-программное обеспечение
КРЛ	– командная радиолиния
КС	– контрольная сумма, комплексный стенд
КСП	– каталог свободной памяти
КСС	– конец сеанса связи
ЛИ	– летные испытания

ЛКИ	– летно-конструкторские испытания
ЛПР	– лицо, принимающее решение
ЛУ	– логическое условие
МКС	– Международная космическая станция
ММД	– математическая модель движения
МНК	– метод наименьших квадратов
МО	– математическое обеспечение, математическое ожидание
МЦИ	– массив цифровой информации
НАКУ	– наземный автоматизированный комплекс управления
НБЗ	– навигационно-баллистическая задача
НИП	– наземный измерительный пункт
НКО	– наземный комплекс отладки
НКУ	– наземный комплекс (контур) управления
НРТК	– наземный радиотехнический комплекс
НСС	– начало сеанса связи
НУ	– начальные условия
НЭК	– несгоревшие элементы конструкции
ОВС	– определение вектора состояния
ОДУ	– объединенная двигательная установка
ОЗУ	– оперативное запоминающее устройство
ОК	– орбитальный комплекс
ОМО	– общее математическое обеспечение
ОНА	– остронаправленная антенна
ОНКЗ	– обобщенная некорректная задача
ОНП	– обобщенные наблюдаемые параметры
ОП	– оперативный план
ОПД	– определение параметров движения

ОПП	– оперативный план полета
ОПС	– орбитальная пилотируемая станция
ОС	– орбитальная станция, операционная система
ОУ	– операция управления, объект управления
ПБО	– подсистема баллистического обеспечения
ПВО	– первичная обработка (информации)
ПВМ	– программно-временные методы
ПВУ	– программно-временное управление
ПДЦМ	– параметры движения центра масс
ПЗС	– план задействования средств (НКУ)
ПЗУ	– постоянное запоминающее устройство
ПК	– персональный компьютер, пульт космонавтов
ПМК	– пилотируемый межпланетный корабль
ПМО	– программно-математическое обеспечение
ПО	– программное обеспечение, полетная операция
ПР	– пункт-ретранслятор
ПРО	– предварительная обработка (информации)
ПС	– полиномная среда
ПСС	– программа сеанса связи
РГ	– радиограмма
РК	– разовая команда
РКО	– радиоконтроль орбиты
РКП	– резервные коммутационные приборы
РН	– ракета-носитель
РП	– рабочая программа
РСС	– расписание сеансов связи
РТО	– радиотехническое обеспечение
СА	– спускаемый аппарат

САС	– система аварийного спасения
СБИ	– система бортовых измерений, стандартная баллистическая информация
СДУ	– система дифференциальных уравнений (движения)
СЕВ	– служба единого времени
СКДУ	– сближающе-корректирующая двигательная установка
СКО	– среднее квадратическое отклонение
СлБ	– служебный борт
СМО	– специальное математическое обеспечение
СМЦИ	– совокупность массивов цифровой информации
СНУ	– система нормальных уравнений
СОИ	– средства отображения информации
СП	– суточная программа
СП КПИ	– система передачи командно-программной информации
СПО	– специальное программное обеспечение
СПП	– суточная программа полета
СР	– спутник-ретранслятор
СРП	– сменный руководитель полета
СС	– сеанс связи
ССКУ	– спутниковая система контроля и управления
ССС	– система спутниковой связи
ССПД	– система связи и передачи данных
СТС	– сложная техническая система
СУ	– система управления
СУБА	– система управления бортовой аппаратурой
СУБД	– система управления базой данных
СУБК	– система управления бортовым комплексом

СУД	– система управления движением
СУДН	– система управления движением и навигации
СУУ	– система условных уравнений
СЭ	– сообщение экипажа
ТВ	– телевизионный
ТГУ	– технологический график управления
ТДУ	– тормозная двигательная установка
ТК	– транспортный корабль
ТЛФ	– телефонный
ТМИ	– телеметрическая информация
ТМО	– телеметрическое обеспечение
ТНП	– текущие навигационные параметры
ТО	– технологическая операция
ТП	– технологический процесс
ТУ	– технология управления
ТУЗ	– таблица узловых значений
ТЦ	– технологический цикл (обработки, управления)
ТЦУ	– технологический цикл управления
УВ	– управляющее воздействие
УИВК	– управляющий информационно-вычислительный комплекс
ФМ	– функциональный модуль
ФПС	– функциональная подсистема
ФЯ	– функциональное ядро
ЦБД	– центральная база данных
ЦБЗ	– целевая баллистическая задача
ЦИ	– цифровая информация
ЦМ	– целевой модуль, центр масс (аппарата)
ЦПК	– Центр подготовки космонавтов

ЦУ	– целеуказание
ЦУП	– Центр управления полетами
ЦУС	– центральный узел связи
ЭВМ	– электронная вычислительная машина
ЭС	– экспертная система
ЭТД	– эксплуатационно-техническая документация
ЯП	– язык программирования

Основные обозначения

Векторы выделены прямым полужирным шрифтом; матрицы обозначены прописными прямыми полужирными буквами (**A**, **B**, **C**) либо представлены в виде частных производных от векторов $\left(\frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}} \right)$.

Скалярные или векторные функции скалярных или векторных переменных записаны следующим образом: $x(t)$; $\mathbf{x}(t)$; $f(\mathbf{x})$; $f(\mathbf{x}, t)$.

Кроме частных случаев, обусловленных стремлением обеспечить преемственность по отношению к установившимся обозначениям, множества изображены прописными светлыми курсивными буквами, например *X*, *Y*, *U*.

При математическом описании движения аппаратов с учетом влияния атмосферы использованы обозначения, соответствующие ГОСТу 20058–80 «Динамика летательных аппаратов в атмосфере»; ГОСТу 4401–81 «Атмосфера стандартная. Параметры»; ГОСТу 25645.000–2001, устанавливающему модель плотности атмосферы Земли в диапазоне высот 120...1500 км для различных условий солнечной активности при известных дате и времени полета ИСЗ, а также ГОСТам 25645.202–83 «Методика расчета характеристик вариаций плотности» и 25645.302–83 «Методика расчета индексов солнечной активности».

Обозначения параметров Земли соответствуют принятым в нормативных документах:

- Параметры Земли. 1990 г. М.: Координац. науч.-информ. центр, 1998;
- World Geodetic System. 1994, Technical Report NIMA, TR 8350.2, Third Edition, 1997.

- A – азимут
- a – большая полуось эллиптической орбиты
- V – скорость полета РН или движения КА по орбите
- J – момент инерции КА
- m – масса притягивающего тела, масса КА
- K – кинетический момент
- M – масса Земли, математическое ожидание
- M – средняя аномалия; момент, действующий на КА
- μ – гравитационный параметр Земли
- f – знак функции, гравитационная постоянная Земли
- g – ускорение свободного падения на заданной высоте
- g_0 – ускорение свободного падения у поверхности сферической Земли
- R – радиус гравитирующего тела, радиус поверхности сферической Земли
- R_z – экваториальный радиус Земли
- U – потенциал силы земного притяжения (силовая функция)
- r – расстояние от центра Земли до текущей точки
- r_{ij} – коэффициент корреляции
- H – геопотенциальная высота, функция Гамильтона (гамильтониан)
- $H_{кр}$ – высота круговой орбиты
- I – критерий оптимальности (качества)
- ρ – плотность атмосферы на заданной высоте, расстояние от начала системы координат до центра масс КА либо стыковочного агрегата ОС
- ρ_0 – плотность атмосферы на уровне моря
- β – логарифмический градиент плотности

- α – сжатие земного эллипсоида, угол атаки, прямое восхождение
- γ – угол крена, угол места на параметре в задачах определения ЗРВ
- ϑ – угол тангажа, истинная аномалия
- φ – широта текущей точки, угол асимптоты гиперболы
- λ – долгота текущей точки, неособенная переменная
- δ – склонение, вариация параметра
- θ – угол наклона траектории к местному горизонту, состояние автоматизированной системы управления
- ψ – угол рыскания, сопряженная переменная
- ω – аргумент перигея, угловая орбитальная скорость КА на круговой орбите, входное воздействие
- u – аргумент широты, управление
- i – наклонение плоскости орбиты
- Ω – восходящий узел орбиты
- p – фокальный параметр орбиты
- e – эксцентриситет орбиты
- τ – время прохождения КА через перицентр (перигей), текущее время сближения КА, время нахождения системы в заданном состоянии
- t – текущее время
- $t_{\text{сущ}}$ – время существования КА на орбите
- $T = t_k$ – полное полетное время, период обращения КА на орбите
- T_3 – звездные сутки
- $T_{\text{и}}$ – истинные солнечные сутки
- $T_{\text{с}}$ – средние солнечные сутки

- $T_{\odot}$ – истинное солнечное время
 P – тяга, вероятность события
 $P_{уд}$ – удельная тяга
 q – скоростной напор, угол между линий визирования
 и базовым направлением
 $\dot{q}$ – угловая скорость линии визирования
 D – наклонная дальность, дисперсия
 K_6 – аэродинамическое качество спускаемого аппарата
 K_r – корреляционная матрица
 X_a – аэродинамическая сила лобового сопротивления
 Y_a – аэродинамическая подъемная сила
 c – скорость света; величина, эквивалентная W_e в задачах
 оптимального по быстродействию сближения КА
 C_{xa} – коэффициент аэродинамической силы лобового
 сопротивления
 C_{ya} – коэффициент аэродинамической подъемной силы
 h – текущая высота полета КА над поверхностью Земли
 h_a – высота в апоцентре
 h_p – высота в перигентре
 P_x – приведенная нагрузка на лобовую поверхность
 σ_x – баллистический параметр
 S_m – площадь миделевого сечения
 n_{Σ} – суммарная перегрузка
 n_x – осевая перегрузка
 n_y – перегрузка, перпендикулярная осевой перегрузке
 $\lambda_{cp} = \bar{n}$ – среднее движение
 ε – малый параметр
 E – эксцентрическая аномалия
 W_e – эффективная скорость истечения газов
 W – показатель эффективности
 $\mathcal{E}(\nu)$ – элемент орбиты в функции независимой переменной

Нижние индексы

к – конечная величина

ср – среднее значение

ц – цель

Верхние индексы

о – единичный вектор (орт), оптимальное значение

т – знак транспонирования вектора или матрицы

Прочие обозначения, принятые в учебном пособии, пояснены в тексте.

ВВЕДЕНИЕ

Выведение космических аппаратов на орбиту стало возможным после создания в нашей стране первой межконтинентальной баллистической ракеты Р-7 [58], модификации которой до настоящего времени широко используют при решении задач практической космонавтики. В 1956 г. были приняты постановления правительства об осуществлении в СССР комплексной программы по разработке и запуску первых искусственных спутников Земли. Реализация программы создания отечественных ИСЗ, существенно скорректированной в ходе выполнения в силу жесточайшей конкуренции с США в области достижения приоритетных целей покорения космоса, выдвинула принципиально новую задачу управления полетом спутника, а также получения и обработки на Земле результатов его функционирования на орбите.

В конце 1956 г. в Институте ракетных войск Министерства обороны [18, 34, 39] был разработан эскизный проект командно-измерительного комплекса (КИК) для первых советских ИСЗ. Значительный вклад в создание КИК внесли и сотрудники основанного С.П. Королевым ОКБ-1 (ныне РКК «Энергия» им. С.П. Королева), работавшие в подразделениях, руководимых Б.Е. Чертоком, а также сотрудники ЦНИИмаш, в структуре которого впоследствии был создан Центр управления полетами, известный как ЦУП-М.

В результате проведенных исследований был определен [1] состав КИК:

- совокупность средств внешнетраекторных измерений, предназначенных для определения параметров орбиты;
- комплекс средств приема с ИСЗ телеметрической информации;
- командно-программные радиолинии;
- комплекс средств службы единого времени;

- информационный комплекс передачи, обработки и отображения данных.

В дальнейшем к перечисленным средствам был добавлен комплекс средств радио- и телевизионной связи с экипажем.

После проведения большого количества расчетов орбит и соответствующих им трасс ИСЗ, а также географического и экономического анализа возможных условий размещения наземных измерительных пунктов КИК, были определены районы их дислокации на территории СССР.

Усложнение космической техники, высокие требования к оперативности и эффективности полетов, специфика решаемых задач и многоплановость конечных целей полета способствовали выделению проблемы управления космическими полетами в самостоятельное научное направление.

При этом в силу сложившихся представлений под «**управлением космическими полетами**» стали понимать весь комплекс мероприятий по планированию полета, обеспечению требуемого движения аппаратов в пространстве, сбору измерительной информации, ее контролю, моделированию полетных ситуаций, выработке управляющих команд, принятию решений по оперативной коррекции планов при возникновении аномальных (нештатных) ситуаций либо изменению условий ресурсного обеспечения, обработке и интерпретации результатов экспериментов и исследований в космосе, выполняемых непосредственно на борту КА и (или) с использованием наземных средств.

Центральное место в управлении космическими полетами занимает *планирование полета*, которое является обязательным, неотъемлемым элементом этого процесса. Планирование полета конкретного аппарата начинается на этапе проектирования при определении летных характеристик и параметров бортовых систем. В процессе последующей реализации жизненного цикла КА видоизменяется и план полета, приобретая тот вид, который используется на стадии управления полетом.

Учитывая изложенное, обсуждение проблем управления космическими полетами должно включать:

- научно-технические аспекты формулировки и решения системных задач в реально функционирующей сложной многоуровневой системе управления космическим полетом;

- математические и модельные аспекты функционирования автоматизированной системы управления космическим полетом (АСУ КП) в целом и ее отдельных подсистем;

- организационно-техническую сторону оперативного управления полетом, в том числе обеспечение взаимодействия специалистов и служб на всех этапах полета, а также руководство действиями экипажа и бортовых систем, передачу на борт всей необходимой информации, дистанционное управление КА с Земли, координацию работы наземных средств слежения за КА и систем обработки поступающей информации;

- формулировку методологии разработки всех видов *информационного обеспечения* управления полетом (*баллистико-навигационного* (БНО), *контрольно-диагностического* (КДО), *командно-программного* (КПО) и т. д.) и доведения их до уровня *программно-математического обеспечения* (ПМО) АСУ КП, представляющего собой совокупность алгоритмов, системных и прикладных программ, описаний и инструкций, гарантирующих эффективное управление полетом при рациональном распределении функций между бортовым и наземным комплексами управления.

Не умаляя значения других видов информационного обеспечения, следует признать, что одно из центральных мест в задаче управления космическими полетами отводится БНО. Вообще говоря, термин «обеспечение» условен и недостаточно полно отражает существо решаемых задач получения и использования совокупности баллистических данных, необходимых для планирования, подготовки к запуску, пуска и полета беспилотного или пилотируемого КА либо их группировки [66, 97]. Навигационная составляющая подчеркивает приоритетность определения и уточнения в процессе управления полетом орбиты КА по результатам внешнетраекторных и (или) автономных измерений текущих навигационных параметров, а также расчета данных различных динамических операций (например, коррекции орбиты, наведения при сближении, спуске с орбиты).

Исторически термин «обеспечение» был введен по аналогии с понятиями математического или программного обеспечения, определяющих совокупность прикладных компьютерных программ, используемых для решения баллистических задач [66].

Учитывая, что понятие БНО (как и КДО, КПО, ПМО и др.) считается общепринятым [12, 31, 34], а альтернативное отсутствует, оно используется и в настоящем пособии.

Указанные виды информационного обеспечения управления полетом в значительной степени влияют через *фундаментальные свойства динамических систем*, такие как *управляемость* и *наблюдаемость*, на структуру КИК и АСУ КП в целом.

При этом любая из возможных структур АСУ КП должна обладать высокой целевой готовностью, живучестью, способностью нормально функционировать в условиях ограниченных ресурсов [3, 42] и обеспечивать как централизованное, так и децентрализованное управление. В зависимости от решаемых задач АСУ КП может функционировать в разных режимах, перерабатывая большие информационные потоки, что обуславливает необходимость централизованной координации и иерархического управления человеко-машинными комплексами командно-измерительных средств и средств связи.

В связи с этим анализ процессов функционирования, а тем более проблем синтеза оптимальных в определенном смысле структур АСУ КП немыслимы без построения не только концептуальной, но и достаточно полной и корректной математической модели либо совокупности моделей составных элементов, адекватно отражающих свойства объекта моделирования.

Практически единственно возможным подходом к построению единой математической модели функционирования АСУ КП, относящейся к классу сложных (больших) технических систем (СТС), является использование информационно-кибернетического системного (ИКС) подхода [71, 83].

Следует также иметь в виду, что пуск любого космического аппарата представляет собой уникальное событие, характеризующееся присущими только ему особенностями. Данное обстоятельство дает повод интерпретировать КА в структуре АСУ КП как опытный образец, информацию о котором, в том числе и информацию о его текущем состоянии, следует рассматривать как стохастическую, а в ряде случаев и как неопределенную в силу большого числа действующих недостаточно изученных факторов и объективно присутствующих случайных ошибок измерений. Важ-

ным обстоятельством является и то, что в качестве элементов структуры в контурах управления разных иерархических уровней (наземного и бортового, а также экипажа для пилотируемых КА) выступают операторы ГОГУ и летчики-космонавты, реакцию которых на случайные процессы также следует оценивать, используя вероятностные либо неопределенно-множественные методы.

В совокупности все это будет характеризовать исследуемую АСУ КП как систему, обладающую высоким уровнем априори неустранимой неопределенности информации о ее текущем состоянии.

Хотя операторы вне зависимости от принадлежности к какому-либо контуру управления обладают способностью к самообучению в процессе работы и способны принимать оперативные решения исходя из складывающейся ситуации (это дает основание отнести АСУ КП к классу систем с адаптивным детерминированным регулятором), часть необходимой командно-программной информации будет оставаться неопределенной в течение всего времени функционирования АСУ КП либо ее отдельных элементов. Указанное обстоятельство делает необходимым обращение к методам решения, характерным для игровых задач управления и наблюдения [25, 30].

Математическое моделирование динамики СТС, обладающих столь высоким уровнем сложности и неопределенности, как известно, возможно лишь при теоретико-множественном их описании, т. е. использовании на начальной стадии достаточно абстрактных моделей.

Представляется, что применение методов математического моделирования, осуществляемого в рамках общей теории систем, является весьма конструктивным подходом, позволяющим объединить различные типы математических моделей на единой методологической основе и обеспечить выявление основных фундаментальных свойств и функциональных связей АСУ КП как СТС.

При этом, естественно, доведение общетеоретических исследований до практических результатов и рекомендаций остается определяющим при оценке разработчиками АСУ КП их значимости – это и является целью создания программно-математического обеспечения современных АСУ КП как многофункциональных систем. Это возможно только на основе комплексного рассмотрения данных, связанных с созданием и практической реализацией технологий

управления всех основных подсистем АСУ КП: баллистико-навигационной, информационно-телеметрической, командно-программной, контрольно-диагностической и т. д.

Все вышесказанное предопределило содержание настоящего пособия, состоящего из двух частей, содержащих 8 разделов, включающих 21 главу.

В разд. 1 (гл. 1 и 2) сосредоточены материалы, объясняющие сущность технологии автоматизированного управления космическими полетами.

Главное внимание уделяется основным задачам и методам управления, дается краткое описание информационного обеспечения и структур систем автоматизированного управления полетом КА.

В разд. 2 (гл. 3–5) АСУ КП рассматривается с единых общесистемных позиций как многоуровневая иерархическая СТС. Приводятся концептуальная и математическая модели функционирования, показываются пути декомпозиции системы, обслуживающего математического и программного обеспечений. С позиций выполнения фундаментальных свойств динамических систем анализируются целевые и информационно-технические возможности наземного и бортового комплексов (контуров) управления (НКУ и БКУ).

Задача разд. 3 (гл. 6–11) – познакомить читателя с основами теории оптимизации планирования космических полетов. Рассматриваются этапы и уровни оптимизации функционирования АСУ КП и реализации основных полетных операций (стандартных и целевых). Подробно обсуждаются принципы оптимизации планирования работы НКУ АСУ КП и оперативного планирования завершающего этапа полета ОК, выработавшего свой ресурс.

В разд. 4 (гл. 12–14) показываются пути решения задач БНО, начиная с предполетной подготовки управления движением ракет-носителей и КА и кончая анализом областей некорректности оперативного определения вектора состояния КА, в том числе геостационарных (при однопунктной (малопунктной) схеме управления), по измерениям текущих параметров движения при использовании как наземных, так и автономных методов измерений.

Разд. 5 (гл. 15 и 16) посвящен контролю состояния объекта управления (КА), а также подсистем АСУ КП и оперативным решениям при управлении пилотируемым полетом.

Основное внимание уделяется получению, обработке и использованию телеметрической информации. Рассматривается применение в целях контроля и других видов информации. Показываются возможные разновидности результатов контроля и реакции на них системы управления полетом.

В разд. 6 (гл. 17 и 18) излагаются задачи формирования командно-программного управления и пути их практического решения, касающиеся передачи и моделирования КПИ для контроля ее достоверности и повышения надежности функционирования НКУ и БКУ. Приведенные материалы обобщают опыт, накопленный в процессе управления полетом ОК «Мир» и МКС.

В разд. 7 (гл. 19) показаны особенности управления полетом при выполнении международных космических программ, в частности обобщен опыт взаимодействия российских и американских специалистов, начиная с экспериментальной программы ЭПАС [6] при управлении полетом кораблей «Союз» и «Аполлон», кончая российско-американскими программами 1990-х годов [94] и пилотируемым полетом МКС [67].

Наконец, в разд. 8 (гл. 20 и 21) рассматриваются отличия в управлении полетами перспективных пилотируемых КА от современных орбитальных кораблей и станций. К перспективным относятся, в частности, межпланетные корабли и корабли, обеспечивающие спасение экипажей, терпящих бедствие в космосе.

Таким образом, в предлагаемом пособии предпринята попытка системно и с единых позиций изложить вопросы, изучение которых позволит приобрести знания, необходимые для глубокого понимания теоретических и практических задач информационного, научно-технического и технико-организационного характера, возникающих при управлении полетами КА разного назначения.

Раздел 1

ВВЕДЕНИЕ В ТЕХНОЛОГИЮ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

Глава 1

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ, СРЕДСТВА И МЕТОДЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

1.1. СОДЕРЖАНИЕ, СТРУКТУРА И ЦЕЛИ ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ

Подготовка к выполнению космического полета начинается с формулирования цели. *Цель полета* устанавливается инстанцией, именуемой обычно заказчиком. В прерогативу заказчика входит и изменение цели полета при возникновении обстоятельств, не допускающих достижения ранее поставленной цели. Космический аппарат, предназначенный для осуществления определенной цели, должен располагать набором необходимых возможностей. Подготовка и проведение полета осуществляются с использованием этих возможностей при соблюдении ограничений, которые установлены для данного аппарата и не должны нарушаться (например, уровень безопасности экипажа [9], лимит расходования ресурсов КА по этапам полета, предельно допустимая высота орбиты).

Конечная цель КП (будем называть ее в дальнейшем генеральной), как правило, многокомпонентна. В число ее компонентов могут входить, например, следующие частные цели:

- доставка полезного груза и/или космонавтов в определенный район космического пространства или на заданную орбиту либо на другой КА;
- выполнение научных исследований и экспериментов в космосе;
- решение прикладных задач (например, наблюдение за природными процессами на поверхности Земли, сближение пилоти-

руемого КА с автоматическими и их ремонт, производство новых материалов в условиях невесомости);

– отработка техники космических полетов (материальной части КА, методов управления полетом, навигации).

Цель пилотируемого полета включает также и обязательное возвращение на Землю экипажа КА в удовлетворительном с точки зрения медицины состоянии.

Космический полет состоит из последовательных этапов, каждый из которых имеет промежуточную цель, содержащую компоненты, соответствующие генеральной цели (рис. 1.1).

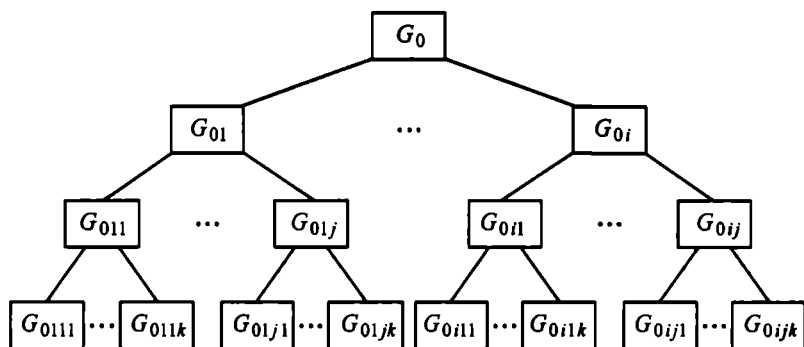


Рис. 1.1. Граф целей космического полета:

G_0 – конечная цель; $G_{01} \dots G_{0i}$ – цели этапов (промежуточные); $G_{011} \dots G_{0ij}$ – компоненты целей этапов; $G_{0111} \dots G_{0ijk}$ – цели процессов, протекающих с применением систем КА и обеспечивающих достижение целей этапов

Для того чтобы обеспечить выполнение поставленной цели, необходимо непрерывно управлять КА, изменяя определенным образом его состояние. Применительно к понятию управления КП в отечественной литературе в термин «состояние» принято [44] вкладывать значительно более широкий смысл, чем состояние динамической системы, характеризующее ее текущее положение относительно заданной системы отсчета [30].

К числу характеристик состояния КА в контексте рассматриваемого термина обычно относят:

- параметры состояния бортовых систем;

- параметры состояния элементов конструкции, определяемые степенью их износа, целостности, значениями приобретенных деформаций, герметичностью замкнутых объемов;
- параметры эксплуатации (температурный и влажностный режимы, уровни радиации, шума и вибраций);
- ресурсные параметры КА, претерпевающие изменения в процессе полета;
- параметры движения в инерциальном пространстве центра масс КА на текущий и любой наперед заданный момент времени;
- параметры углового движения КА, определяемые задачами ориентации и стабилизации его осей относительно базовой системы отсчета;
- фактические выходные параметры функционирования бортовых систем (точность ориентации КА, энергопроизводительность солнечных батарей);
- медицинские и психофизиологические параметры состояния экипажа, позволяющие оценить его способность выполнять возложенные задачи;
- комплексные параметры (целевые функции) степени выполнения задач полета на фиксированный момент времени.

Если указанные параметры имеют формализованное выражение в виде функциональной зависимости с иными компонентами, определяемыми, как правило, с помощью дифференциальных уравнений состояния, их совокупность может трактоваться как «расширенный вектор состояния», аналогичный по содержанию стандартному определению, принятому в теории систем [30]. Компоненты указанного вектора, в свою очередь, принято подразделять [44, 65] на контролируемые и неконтролируемые (трудноконтролируемые), управляемые и неуправляемые.

Целенаправленному изменению могут быть подвергнуты, естественно, только те параметры, которые одновременно удовлетворяют условиям контролируемости и управляемости.

Действительно, если параметр относится к числу неконтролируемых, невозможно установить отклонения фактического значения от номинального. Тогда, даже если он относится к числу управляемых, коррекция будет невозможной в силу отсутствия сведений о требуемом моменте формирования и значении целенаправленного изменения состояния КА по этому параметру.

Ряд параметров, относящихся к числу контролируемых, не являются управляемыми, по крайней мере, при настоящем уровне развития космической техники. Примером может служить, в частности, состояние иллюминаторов аппарата, подвергающихся метеоритной эрозии в ходе полета. Не только качественные, но и количественные оценки их состояния не вызывают непреодолимых затруднений технического характера, однако возможности активного воздействия с целью восстановления требуемого уровня прозрачности иллюминаторов практически отсутствуют.

Во избежание путаницы, связанной с принятой общей трактовкой понятия «состояние КА», в дальнейшем будем различать понятия «вектор состояния КА», определяющее динамику движения аппарата в задачах БНО, и «состояние КА, подсистем АСУ КП и экипажа», характеризующие эксплуатационные и ресурсные параметры подсистем КА, БКУ и НКУ, а также медицинские параметры и уровень работоспособности экипажа.

Таким образом, *управление КП можно охарактеризовать как процесс управления параметрами состояния КА (последовательное изменение одних и поддержание в определенных пределах других), направленный на достижение цели полета.*

Целенаправленное изменение состояния КА может быть обеспечено только путем формирования и подачи на исполнительные органы бортовых систем управляющих воздействий, а также в результате планируемой деятельности космонавтов.

Следует иметь в виду, что изменение состояния КА в ходе полета происходит не только в результате целенаправленных УВ с Земли по командной радиолинии и от экипажа КА, но и под влиянием объективно действующих возмущающих факторов. Последние принято подразделять на внешние и внутренние.

Внешние возмущения в соответствии с названием обусловлены влиянием факторов внешней среды (метеоритные воздействия, влияние притяжения Солнца, Луны и планет, радиация) либо взаимодействием аппарата с внешней средой (аэродинамическое сопротивление, несанкционированные истечения газов из корпуса в космическую среду). К числу внешних факторов относят и изменения условий (например, условий наблюдений с орбиты поверхности Земли), определяющих эффективность функционирования бортовой аппаратуры.

Внутренние возмущения – это прежде всего отказы в работе бортовых систем, ошибки операторов (экипажа, персонала ЦУП и ГОГУ) в выдаче управляющих сигналов или сбой аппаратуры управления. Кроме того, к этому виду возмущений относят и реакции, испытываемые аппаратом в результате изменения центровки и моментов инерции, вызываемых перемещением масс внутри корпуса, трансформацией архитектуры комплекса и т. д.

Управление полетом должно выполняться с учетом фактически действующих и ожидаемых возмущений, вероятность прогнозируемого проявления которых достаточно высока.

В число задач, решаемых при управлении полетом, входят следующие:

- обеспечение надежного выполнения последовательности смены состояний КА, требуемой для достижения цели полета;
- обеспечение движения КА по требуемой орбите;
- обеспечение безопасности экипажа, его здоровья и работоспособности;
- поддержание работоспособности систем и конструкции КА в целом;
- обеспечение выполнения целевой (например, научно-исследовательской или прикладной) программы;
- обнаружение и парирование аномальных ситуаций, препятствующих решению перечисленных задач, ликвидация их последствий.

Поскольку формирование целенаправленного изменения параметров состояния КА служит определяющим элементом управления полетом, процедуру управления КП можно предварительно сформулировать следующим образом.

Исходя из цели полета, тактико-технических требований (ТТТ), определяемых назначением КА, измеренных и прогнозируемых параметров движения, а также сведений о реальном состоянии бортовых систем и аппаратуры осуществить планирование полета, гарантирующее наиболее эффективное для текущего состояния КА выполнение им целевой задачи, для чего определить и сформировать необходимые на заданные моменты времени команды, программы управления и задания экипажу пилотируемого КА.

Реализация процедуры, отвечающей приведенной формулировке, предполагает решение следующих частных задач:

- контроль текущей работоспособности бортовых систем КА и возможности выполнения ими поставленной целевой задачи;
- планирование полета на следующий период времени, включая выбор состава и типа возможных режимов функционирования систем и аппаратуры, а также работ, выполняемых экипажем пилотируемого КА, с привязкой к определенному интервалу времени либо к точке орбиты, либо к интервалу трассы;
- подготовку исходных данных на создание управляющих воздействий (команд, программ управления и заданий экипажу), определяющих режимы функционирования бортовых систем и аппаратуры в соответствии с планом;
- разработку и выдачу на борт КА команд, программ управления и заданий экипажу, необходимых для выполнения разработанного плана;
- навигационное обеспечение полета, предназначенное для определения текущих и прогнозируемых параметров движения;
- контроль бортового времени, привязка его к системе единого времени и учет при планировании работы бортовых систем КА и разработке управляющих воздействий.

Изложенная процедура управления КП сформулирована еще в 1960–1966 гг. при проведении первых пилотируемых полетов КК.

Проведение указанной процедуры, обуславливающей достижение поставленной цели, осуществляется *системой управления полетом*, которая иницирует и координирует необходимую для этого работу бортовых систем и экипажа. Система управления полетом представляет собой единое целое определенных наземных и бортовых программно-технических средств (наземный комплекс управления, включая персонал, и бортовой комплекс автоматического управления) и экипажа пилотируемого КА. Система осуществляет *процесс управления полетом* (рис. 1.2), который в соответствии со сложившейся многолетней практикой эксплуатации различных КА и в согласии с теорией управления сложными системами включает в себя четыре основные составляющие:

- планирование полета, направленное на достижение заданной цели;
- обеспечение выполнения разработанного плана, заключающееся в выработке управляющих воздействий и выдаче их на объект управления – КА;

- контроль полета, включающий наблюдение, анализ и оценку определяющих параметров и характеристик;
- принятие и выполнение решений по результатам контроля, требующих в ряде случаев корректировки плана полета.

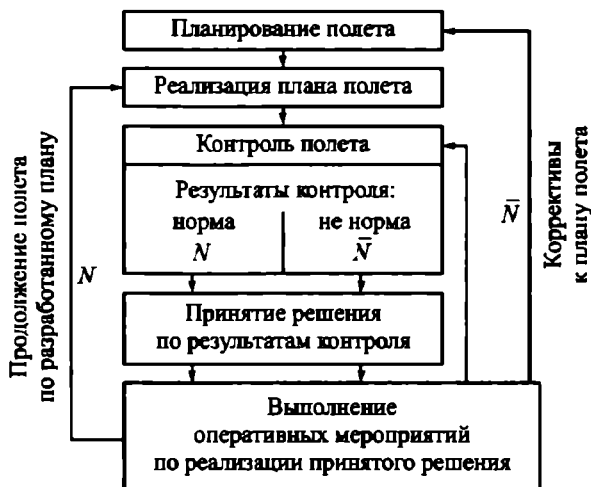


Рис. 1.2. Структура процесса управления космическим полетом

По логике выполнения процесс, эквивалентный сформулированной выше процедуре управления, является циклическим.

В соответствии с изложенным процесс управления полетом любого КА как сложной системы возможно теоретически интерпретировать следующим образом [65]. Множество возможных состояний КА представляется в виде многомерного пространства. Любое возможное состояние КА может быть изображено в нем соответствующей точкой (изображающая точка). В этом пространстве, к примеру, выделена область допустимых состояний. Эта область в ходе полета изменяется, например, по мере расходования ресурсов КА, удаления от Земли, выполнения задач полета и т. д. В пространстве состояний можно выделить также область, внутри которой состояния КА соответствуют достижению цели полета. В указанной интерпретации управление полетом определяется как управление движением изображающей точки в пространстве состояния параметров объекта управления – КА. Конечной целью

управления является приведение ее в область, отображающую цель полета. Траектория изображающей точки в пространстве состояний, которую необходимо выбирать при управлении движением, должна удовлетворять следующим требованиям:

- прохождение только через область допустимых состояний КА, что означает соблюдение установленных ограничений, таких, например, как ограничения по продолжительности полета, расстоянию от Солнца (для межпланетных КА), уровню загрузки экипажа работой, допустимым значениям параметров состояния КА, возможностям системы управления полетом в выдаче управляющих воздействий и т. д.;

- обеспечение минимального расхода ресурсов КА, чтобы в каждый момент времени полета иметь максимальный запас на случай возникновения аномальных ситуаций;

- обеспечение требуемой степени безопасности экипажа;

- избежание состояний с повышенной вероятностью выхода изображающей точки за пределы области допустимых состояний.

Определение подобной траектории представляет собой задачу оптимального планирования.

Согласно изложенным требованиям, эта траектория должна реализовываться выполнением переходов из одного состояния в другое, последовательно через ряд промежуточных целей, устанавливаемых путем декомпозиции генеральной цели.

Представленная теоретическая интерпретация процесса управления полетом КА могла бы служить основой для построения модели этого процесса, используемой при решении следующих задач:

- синтеза системы управления и разработки методов управления полетом конкретного КА, осуществляемых одновременно с проектированием КА;

- изменения методов управления полетом, а также структуры и характеристик системы управления в случае необходимости;

- дальнейшей автоматизации выполнения составляющих процесса управления КП: планирования (формирования и проверки планов полета, обеспечивающих достижение цели с необходимой эффективностью), реализации планов (создание и проверки программы формирования управляющих воздействий на КА), диагностики состояния КА, разработки программы парирования аномальных ситуаций, возникающих в ходе полета, и т. д.

Создание такого рода полной и адекватно отражающей реальные условия модели полета, которая могла бы непосредственно использоваться в практике эксплуатации КА, в настоящее время проблематично. Это вызвано сложностью создания детальных формализованных моделей реальных процессов, происходящих на КА, а также сложностью установления принадлежности возможных состояний данного КА областям допустимых и недопустимых состояний и вероятности перехода из одного состояния в другое. В целом для решения этой задачи необходимо преодолеть трудность в управлении КА как сложной системой, располагающей большим количеством взаимовлияющих элементов и параметров состояния (например, для российского сегмента МКС, сборка которого должна еще продолжаться, их число на конец 2008 г. достигло 25 000). Наиболее перспективным для создания такой модели представляется подход, опирающийся на теорию управления сложными процессами, основы которой изложены в [21, 37, 53, 69, 97].

В практике летных испытаний и эксплуатации современных КА задача управления полетом решается с использованием инженерных методов, разработанных в процессе выполнения ряда космических программ – от корабля «Восток» до МКС – и опирающихся на приобретенный опыт, его обобщение, установление закономерностей, выработку на их основе правил, алгоритмов действий, рекомендаций и решений. При этом в отдельных частных задачах, связанных с управлением космическим полетом, не исключается и применение формализованных методов с построением детерминированных или стохастических моделей ряда элементарных физических процессов, на которые может быть декомпозирован исследуемый процесс.

Содержание и структура процесса управления полетом, как показывает анализ накопленной информации, являются общими для реальных отечественных и зарубежных КА разного назначения. Это естественно, так как управление полетом любого КА – процесс, подчиняющийся общим закономерностям, установленным теорией управления сложными объектами.

Космический аппарат для достижения поставленной цели выполняет ряд определенных последовательностей перехода от одного состояния к другому, каждая предназначена для решения какой-

либо одной задачи текущего этапа полета. Такие последовательности принято называть *полетными операциями*. Они осуществляются бортовыми системами КА и экипажем по определенной программе.

Для каждого типа КА характерен собственный состав выполняемых полетных операций. На пилотируемых КА одна часть осуществляется с участием экипажа, другая – в автоматическом режиме.

Полетные операции подразделяют по назначению на два вида: *служебные*, обеспечивающие выполнение принятой схемы полета, поддержание работоспособности КА и нормальное функционирование его систем и экипажа; *целевые*, направленные на выполнение научно-исследовательских и прикладных задач.

Разные полетные операции могут выполняться как последовательно, так и параллельно в зависимости от совместимости состояний КА в ходе каждой из них (рис. 1.3). Условием совместимости операций во времени является также отсутствие превышения допустимых пределов занятости экипажа или наземных средств и служб управления полетом при одновременном выполнении. Информация о совместимости операций может быть получена при предварительном анализе и сопоставлении воздействий каждой на состояние КА либо в процессе моделирования совместного выполнения двух операций с последующим изучением его результатов.

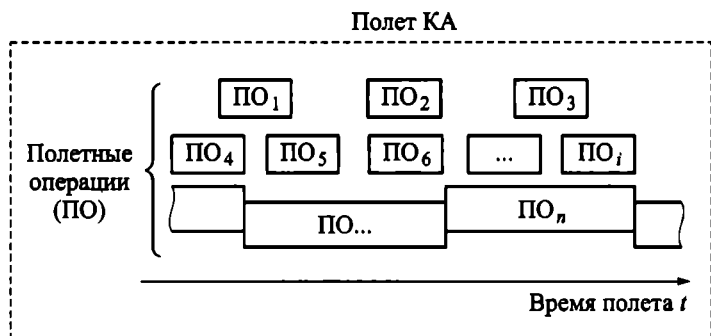


Рис. 1.3. Схема декомпозиции КП на полетные операции (ПО)

При планировании полета полетные операции являются основными элементами формируемого плана.

Для разработки эксплуатационной документации по управлению КП, программного обеспечения, необходимого при управлении по-

летом, и инструкций по выполнению отдельных операций используют их *описания*. Эти описания включают циклограмму полетной операции, т. е. временную последовательность изменения состояния КА, методику выполнения и характеристики операции.

Методика выполнения операции определяет:

- состав используемых бортовых систем КА;
- технологию действий по управлению системами и работе с оборудованием и агрегатами КА;
- особенности, учитываемые при планировании действий;
- взаимодействие членов экипажа КА;
- используемые технические средства;
- меры по обеспечению надежности и безопасности;
- порядок выдачи управляющих воздействий системой управления полетом;
- порядок контроля выполнения операции.

Методика осуществления полетной операции имеет структуру, хорошо отработанную в системах управления полетом российских космических кораблей и орбитальных станций. В общем случае она представляет собой последовательность (циклограмму) команд управления, выдаваемых на бортовые системы корабля, и действий, которые должен выполнить экипаж. Каждой команде поставлены в соответствие признаки (условия), разрешающие ее исполнение, например, заданное время, интервал времени между очередной командой и предыдущей, факт исполнения предыдущей команды и текущее состояние бортовых систем. Если состояние какого-либо признака не допускает выдачи очередной команды, алгоритм выполнения операции имеет ответвление, обеспечивающее либо продолжение операции иным способом (в резервном режиме или на других комплектах приборов), либо ее прерывание, регламентированное нужным образом. По такому принципу формируют алгоритмы автоматического выполнения типовых полетных операций (ТПО) и разрабатывают инструкции экипажу.

Методика регламентирует также начало и окончание действий, длительность промежутков времени между ними. Методики выполнения операций обычно проверяют и отрабатывают перед полетом на средствах, моделирующих работу систем КА, на его физическом аналоге (так называемом комплексном стенде) или самом КА во время подготовки к полету. Эти методики, наряду с циклограммами

операций, используют в качестве исходного материала для разработки инструкций экипажу и персоналу ГОГУ по выполнению операций и контролю за ними, а также для формирования алгоритмов их реализации и контроля бортовыми средствами автоматического управления.

В число основных характеристик, учитываемых при планировании полета и подготовке к выполнению полетной операции, входят:

- длительность;
- занятость в ней членов экипажа (число космонавтов, участвующих в выполнении, затраты времени каждого, очередность выполнения необходимых работ);
- затраты бортовых ресурсов КА на данную операцию;
- состав, описание и гарантированная точность результатов;
- условия, требуемые для выполнения;
- объем управляющей информации, выдаваемой на системы КА;
- объем потоков телеметрической и телевизионной информации, передаваемой с борта КА в ЦУП для дальнейшей обработки и анализа.

Изучение полетных операций существующих КА показывает, что они имеют стандартный (типовой) характер, т. е. при каждом повторении могут выполняться по одним методикам и циклограммам. По каждой типовой операции в базах данных системы управления полетом хранится информация, необходимая для планирования, проведения и контроля экипажем и персоналом ГОГУ, а также алгоритмы и программное обеспечение автоматической реализации и контроля.

При разработке в ходе полета новых ТПО до использования в планировании они должны быть опробованы на математических моделях, а также стендах и физических аналогах КА. Описание новой ТПО и отработанный алгоритм исполнения вводят в состав программного обеспечения системы управления полетом для использования при планировании полета и последующей реализации ее посредством выдачи необходимых команд.

Наряду с выполнением полетных операций, имеющих, как правило, ограниченную продолжительность (до десятка часов), на борту КА ряд систем работает в непрерывном режиме. К их числу относятся, например, система обеспечения теплового режима, сис-

тема энергоснабжения, системы обеспечения жизнедеятельности экипажа, бортовая вычислительная система, система ориентации КА. На межпланетном корабле, кроме того, в течение длительного времени может работать двигательная установка малой тяги.

1.2. СРЕДСТВА И МЕТОДЫ УПРАВЛЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

Опыт эксплуатации российских КА свидетельствует о том, что эффективное управление их полетом наилучшим образом обеспечивается системой из нескольких основных звеньев, каждое из которых способно выполнять все функции или их значительную часть. К таким звеньям относят:

- наземный комплекс управления (НКУ), т. е. ЦУП, средства моделирования полета и обеспечения обмена информацией между НКУ и КА (так называемый командно-измерительный комплекс, куда входят наземные станции слежения, спутниковая система контроля и управления на основе спутников-ретрансляторов, а также система связи и передачи данных, в том числе наземные и спутниковые линии для сеанса связи (СС) и ССКУ с ЦУП);

- бортовую автоматику КА, или бортовой комплекс автоматического управления (БКАУ), включающий «интеллектуальную» часть в виде бортовой вычислительной системы (БВС) и коммутационно-исполнительную – в виде приборов, преобразующих выходные сигналы БВС в релейные управляющие воздействия необходимого вида;

- экипаж пилотируемого КА со средствами управления бортовыми системами и отображения информации.

Эти звенья работают согласованно в соответствии с установленным распределением функций между ними.

Система управления полетом КА в совокупности с его бортовыми комплексами, агрегатами, механизмами и элементами конструкции, являющимися объектами управления, образует *контур управления полетом*. Контур управления, включающий упомянутые звенья, будем называть совмещенным (рис. 1.4). Для автоматических КА он имеет вид, представленный на рис. 1.5 (субконтур 2).

Здесь необходимо отметить следующее обстоятельство. Хотя управление полетом мы рассматриваем, по сути, как управление сложным процессом, тем не менее адресатом управляющих воздействий являются бортовые системы, агрегаты, механизмы и элементы конструкции КА, непосредственно осуществляющие этот процесс, поэтому объектом управления удобно считать именно их.

Участие в системе управления полетом человека-оператора (наземный персонал и экипаж) обеспечивает ей гибкость, определяемую возможностью оценки влияния нерасчетных возмущений на состояние объекта управления, прогнозирования воздействия непредвиденных ситуаций и управления полетом в этих условиях [86].



Рис. 1.4. Структура совмещенного контура управления полетом:
УВ – управляющие воздействия; РГ – радиогаммы экипажу; СЭ – сообщения экипажа; СОИ – средства отображения информации; ТМИ – телеметрическая информация; ЦИ – цифровая информация

К системе управления КП предъявляют повышенные требования, касающиеся надежности работы, поскольку она является

средством, занимающим высший уровень в иерархии систем, обеспечивающих безопасность полета и требуемую надежность достижения целей: на нее возложена задача организации и координации работы остальных систем в соответствии с разрабатываемым планом достижения цели, предотвращения выхода из строя, при нарушении нормального функционирования – обеспечения их восстановления, в ряде случаев – поиска и реализации нового пути достижения цели. Следовательно, должна быть обеспечена высокая степень устойчивости системы управления полетом к воздействию внешних и внутренних возмущений. Для этого в структуре, звеньях и методах ее работы закладывается избыточность, позволяющая избежать сбоев и ошибок, а также компенсировать утрату работоспособности какой-либо части.

Указанная схема системы управления полетом обеспечивает достаточно высокую степень внутреннего резервирования функций и соответственно повышенную надежность. Поэтому отечественная концепция управления полетом, начиная с первых автоматических КА и кораблей «Восток», предусматривала возможность выполнения каждым из центральных звеньев этой системы (НКУ, БКАУ и экипаж) функций управления полетом в максимальном объеме, соответствовавшем уровню техники в период разработки данного КА.

Избыточность функциональных элементов в контуре управления полетом способствует сохранению им возможности решения поставленных задач при утрате частью звеньев своей дееспособности. Употребляемый нами термин «дееспособность» означает возможность звена выполнять все возложенные элементы процесса управления полетом. Выражение «утрата дееспособности» означает полную потерю звеном такой возможности независимо от того, какой причиной это вызвано – неисправностью самого звена или, например, нарушением его интерфейсов с другими звеньями контура управления полетом.

При утрате дееспособности одним (для автоматических и пилотируемых КА) или двумя (для пилотируемого КА) управляющими звеньями оставшаяся часть структуры совмещенного контура управления должна обеспечить управление полетом в том объеме, который определяется возможностями работоспособных звеньев. Такую часть контура в дальнейшем будем называть субконтуром. На рис. 1.5 представлены шесть возможных вариантов

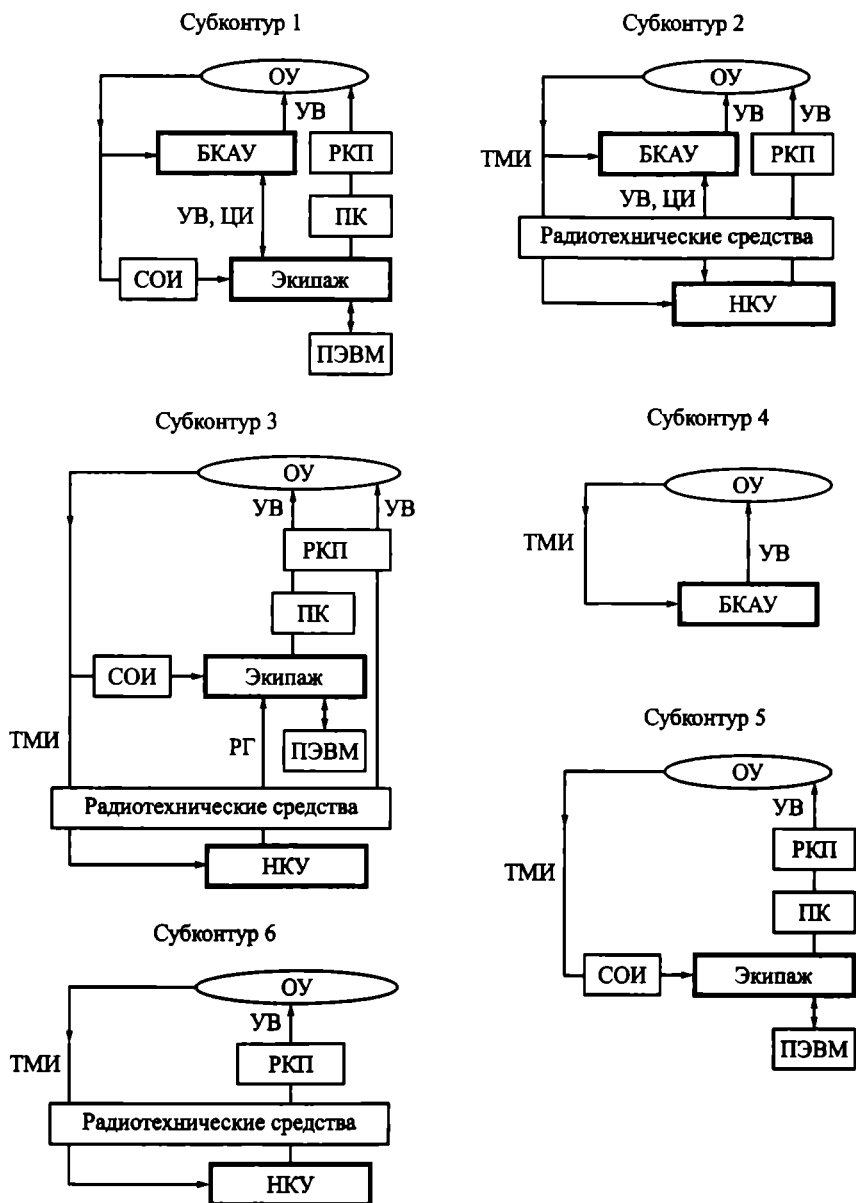


Рис. 1.5. Субконтуры, входящие в структуру совмещенного контура управления

деградированной конфигурации контура управления полетом пилотируемого КА (шесть видов субконтура). Среди них субконтур 2 соответствует полному контуру управления полетом автоматического КА, 4 и 6 – двум видам его деградированной конфигурации.

К ситуациям, приводящим к деградации контура управления полетом, относят следующие.

1. *Отсутствие связи НКУ с пилотируемым КА (недееспособность НКУ).*

Для орбитальных КА такая ситуация возникает номинально при их полете вне зоны радиовидимости наземных станций слежения и спутников-ретрансляторов.

Для пилотируемого межпланетного корабля (ПМК) его связь с НКУ будет прерываться при периодическом затенении (для земного наблюдателя) ПМК планетой в период полета по орбите ее искусственного спутника (например, длительность захода ПМК за диск Марса на каждом витке орбиты при высоте 500 км составляет около 40 мин примерно каждые 2 ч) или во время захода ПМК за диск Солнца (до 7 сут), что может происходить при некоторых схемах полета. Кроме того, при малом количестве наземных станций слежения (1–2) в течение каждых суток полета могут быть перерывы во взаимной видимости НКУ и ПМК (при одной станции – на ~13 ч, при двух станциях – на ~2...11 ч).

Другой причиной временного прерывания связи НКУ с КА могут быть аномальные ситуации в НКУ. К их числу относятся следующие:

- отказ в работе технических средств НКУ, обеспечивающих связь; при наличии современной технологии обнаружения и ликвидации неисправностей такие ситуации обычно парируются в течение непродолжительного времени (от нескольких часов до нескольких суток);

- неблагоприятные погодные условия или стихийные бедствия в районе расположения наземных станций слежения (например, сильный ветер или землетрясение, исключающие возможность работы антенн наземных станций либо прерывающие постоянную подачу электроэнергии).

Мерой, препятствующей потере связи вследствие воздействия неблагоприятных природных явлений на Земле, может быть наличие резервных станций слежения, находящихся на таком удалении от основных, чтобы вероятность одновременного попадания двух

станций в зону стихийного бедствия или в одинаковые погодные условия была невелика. Резервные станции могут использоваться также для замены основных в случае их выхода из строя по техническим причинам.

К длительной потере связи НКУ с КА приводят, очевидно, только аномальные ситуации, вызванные отказом в работе радиосистемы КА вследствие неисправности ее аппаратуры или антенно-фидерных устройств (АФУ). Обычно предусматривают проектные и эксплуатационные меры, направленные на снижение вероятности таких аномальных ситуаций путем резервирования приборов радиосистемы и ее АФУ, а также способов передачи информации и строгого соблюдения правил эксплуатации радиосистемы в ходе полета КА.

Утрата бортовыми радиосредствами КА одной из функций обмена информацией (командно-программной, голосовой, телеметрической, траекторно-измерительной или телевизионной) в ряде случаев может быть скомпенсирована использованием других функций (например, вместо голосовой связи использование обмена сообщениями в электронном виде).

Однако в случае выхода из строя антенно-фидерных, передающих или приемных устройств радиосистемы КА, после исчерпания резерва и возможностей ремонта связь КА с НКУ будет потеряна полностью и дееспособность НКУ утрачена, поскольку в этом случае будет нарушен информационный обмен между КА и НКУ, необходимый для управления полетом КА с Земли независимо от того, приемная или передающая часть радиосистемы КА отказала в работе.

2. Утрата экипажем пилотируемого КА возможности участвовать в управлении полетом (недееспособность экипажа).

Такая ситуация номинально может возникать каждые сутки полета в период сна экипажа, примерно в течение 8 ч, если все космонавты спят одновременно. На орбитальных станциях «Салют», «Мир» и МКС, экипаж которых состоял из двух-трех человек, был предусмотрен именно такой режим дня экипажа. Для межпланетных полетов, по-видимому, будет целесообразно предусмотреть работу экипажа в две или три смены, чтобы обеспечивалась возможность постоянного контроля экипажем за состоянием корабля и быстрого перехода к управлению его полетом в случае необходимости.

Недееспособность экипажа может быть вызвана и потерей работоспособности космонавтов (например, нарушение условий существования внутри корабля, заболевание всех членов экипажа).

Еще одной из возможных причин утраты экипажем дееспособности в качестве управляющего звена служит отказ в работе бортовых средств, обеспечивающих его интерфейс с БКАУ, и одновременно между экипажем и ОУ (через РКП и СОИ, см. рис. 1.4 и 1.6).

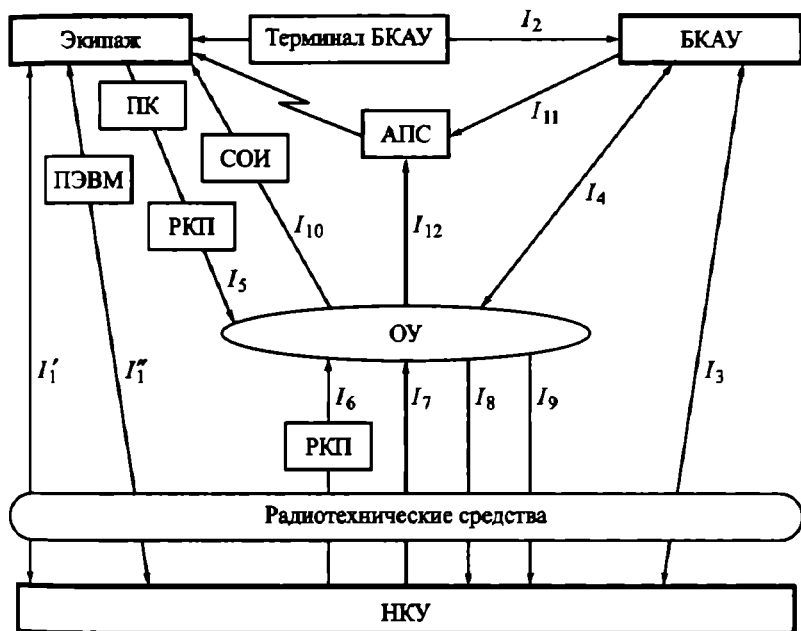


Рис. 1.6. Схема интерфейсов между элементами совмещенного контура управления полетом:

АПС – аварийно-предупредительная сигнализация; БКАУ – бортовой комплекс автоматического управления; НКУ – наземный комплекс управления; ПК – пульт космонавтов; ПЭВМ – персональная ЭВМ экипажа; РКП – резервные коммутационные приборы; СОИ – средства отображения информации; ОУ – объект управления (КА)

Возможны два варианта потери дееспособности экипажем ПККА.

Первый характеризуется утратой возможности выполнять не только функции, связанные с управлением полетом, но и какие-

либо полетные операции, а также связи с Землей. При втором варианте экипаж теряет только возможность управления системами корабля, сохраняя способность выполнять ручные полетные операции (например, техническое обслуживание, ремонт систем и оборудования корабля, автономные навигационные измерения и баллистические расчеты, бытовые процедуры, научные исследования, эксперименты и наблюдения, фото- и телевизионную съемку) и вести радиопереговоры с НКУ. В этом случае при управлении полетом должны быть учтены возможности экипажа и выдаваться задания на проведение определенных работ на борту корабля.

3. Отказ в работе БКАУ (недееспособность БКАУ).

Причиной подобной ситуации могут служить неисправности аппаратной части БКАУ, отказ программного обеспечения либо нарушение интерфейса с ОУ.

4. Нарушение интерфейсов внутри контура управления полетом.

Утрата дееспособности отдельными звеньями контура управления полетом ПКА и его переход в ущербную конфигурацию могут быть вызваны кроме утраты работоспособности этих звеньев и нарушением интерфейсов (рис. 1.6) между элементами контура. На рис. 1.6 показаны следующие интерфейсы:

I_1' – двусторонняя голосовая связь между экипажем и НКУ;

I_1'' – двусторонняя электронная почта между экипажем и НКУ;

I_2 – двусторонний обмен цифровой информацией и сообщениями между экипажем и БКАУ, выдача экипажем заданий БКАУ на выполнение полетных операций и необходимых переменных данных, решение вычислительных задач, двусторонняя электронная почта с НКУ;

I_3 – двусторонний обмен цифровой информацией и сообщениями между НКУ и БКАУ, выдача от НКУ в БКАУ плана полета, заданий на выполнение полетных операций, необходимых переменных данных, двусторонняя электронная почта с экипажем;

I_4 – обмен информацией между БКАУ и объектом управления: от БКАУ – команды управления бортовыми системами, от ОУ – телеметрическая информация;

I_5 – передача от экипажа команд управления на ОУ через РКП;

I_6 – передача от НКУ команд управления на ОУ через РКП;

I_7 – обмен траекторно-измерительной информацией между ОУ и НКУ (двусторонний канал: от НКУ – запросы системе траекторных радиоизмерений, от ОУ – ответные сигналы);

I_8 – передача от ОУ на НКУ телевизионной информации с внутренних и внешних телекамер корабля;

I_9 – передача от ОУ на НКУ телеметрической информации, квитанций о приеме команд от НКУ;

I_{10} – передача от ОУ экипажу через СОИ данных о состоянии и работе бортовых систем, параметрах внутренней и внешней среды;

I_{11} – передача от БКАУ сигналов на приборы аварийно-предупредительной сигнализации (АПС);

I_{12} – передача от встроенной автоматики ОУ сигналов на приборы АПС.

Следует отметить, что при полном отказе в работе бортовой радиосистемы интерфейсы $I'_1, I''_1, I_3, I_6, I_7, I_8$ и I_9 могут быть нарушены все одновременно. При отказе передающей части будут нарушены интерфейсы I_7, I_8, I_9 и каналы «борт-Земля» интерфейсов I'_1, I''_1, I_3, I_7 , при отказе приемной части – интерфейс I_6 и каналы «Земля-борт» интерфейсов I'_1, I''_1, I_3, I_7 . Все эти интерфейсы могут нарушаться и по отдельности из-за отказов в соответствующих информационных цепях на борту ПКА. Заметим, что отказ в работе таких элементов системы управления полетом, как пульты управления космонавтов, РКП, СОИ, равноценен нарушению интерфейсов I_5, I_6, I_{10} соответственно.

Использование сокращенной конфигурации контура в различных вариантах (субконтуры 1–6) соответствует нештатной ситуации, которая требует принятия специальных мер для обеспечения приемлемой эффективности управления полетом. Одной из таких мер является переход с метода управления, использовавшегося до наступления ситуации, на метод, адекватный измененной конфигурации контура.

Термин «метод управления космическим полетом» обозначает совокупность положений, устанавливающих логику, способы и средства реализации компонентов процесса управления, распределение функций между органами (средствами), осуществляющими этот процесс, и взаимодействие между ними.

Эффективность применения описанной структуры контура управления полетом подтверждена успешным применением при летных испытаниях и эксплуатации всех отечественных КА.

Достижение цели космического полета обеспечивается совместным функционированием систем КА, его экипажа (если КА пилотируемый) и подсистем АСУ КП. Поэтому в процессе полета необходимо управлять работой не только систем КА, но и всех элементов АСУ КП. Особенно актуальна эта задача для НКУ, который, как ранее отмечалось, является сложной территориально распределенной человекомашиной системой.

Подобный подход свидетельствует также о необходимости одновременного совместного проектирования КА и АСУ КП как единой космической системы. Обязательными условиями высокой эффективности такой системы на ранней стадии разработки будут согласование и оптимизация рабочих характеристик и интерфейсов между КА и АСУ КП. К сожалению, эти условия в настоящее время удовлетворяются не в полной мере. Нередко возникающие проблемы обнаруживают и ликвидируют во время непосредственной подготовки и в самом полете с помощью так называемых операционных, или программных, мероприятий.

1.3. ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

Согласно принятой в настоящее время идеологии пилотируемых КП гражданского назначения, при решении вопросов, связанных с обеспечением необходимой эффективности управления полетом таких КА, следует руководствоваться критериями в порядке приоритета:

- безопасность экипажа;
- полнота достижения цели.

Безопасность экипажа выражается через вероятность P_6 его возвращения на Землю в удовлетворительном с точки зрения медицины состоянии [9]:

$$P_6 = 1 - \sum_{j=1}^m q_j, \quad (1.1)$$

где q_j – вероятность катастрофического исхода на j -м этапе полета; m – число этапов полета КА от старта с Земли до возвращения.

Полнота достижения цели S определяется составом ее компонентов, реализованных в ходе полета, и качеством их реализации [44]:

$$S = \sum_{i=1}^n P_i Q_i, \quad (1.2)$$

где Q_i – ценность i -й комбинации компонентов вектора цели полета; n – число возможных комбинаций; P_i – вероятность достижения i -й комбинации.

Для орбитальных станций как критерий используют еще и «жизнеспособность», поскольку она может рассматриваться отдельно от безопасности экипажа. Теоретически безопасность экипажа можно было бы обеспечивать, не заботясь о жизнеспособности станции, например, путем срочной эвакуации на Землю. На практике при решении первоочередной задачи – безопасность экипажа – одновременно принимают все возможные меры к сохранению станции как объекта высокой ценности для работы на ней последующих экспедиций. Для пилотируемого межпланетного корабля (ПМК) в отличие от орбитальных станций эти два критерия (безопасность экипажа и жизнеспособность корабля) тесно связаны, так как потеря кораблем жизнеспособности означает гибель и экипажа. Поэтому для ПМК критерий «жизнеспособность корабля» поглощается критерием «безопасность экипажа».

Приведенные выше приоритеты означают, что полет пилотируемого КА должен осуществляться по плану, который в максимальной степени направлен на достижение поставленных целей до тех пор, пока не возникнет угроза нарушения безопасности экипажа. С этого момента первоочередной задачей системы управления полетом становится устранение этой угрозы, решение же целевых задач, если оно затрудняет действия, направленные на обеспечение безопасности, откладывается на другое время или сокращается, либо вообще отменяется.

Для автоматических КА обобщенным критерием эффективности служит полнота достижения цели полета. Его формализация, как правило, сопряжена с математическими трудностями.

Достижение заданных значений критериев, в том числе указанных выше, зависит как от проектных и эксплуатационных ха-

рактических, так и от эффективности системы управления полетом и качества ее функционирования.

Определение корректных численных значений предлагаемых критериев для оценки эффективности конкретной системы и метода управления полетом представляет сложную задачу. Это вызвано трудностью установления достоверных значений исходных данных q_j , P_i и Q_{ij} , закладываемых в расчеты критериев P_6 и S .

Тем не менее при разработке системы управления полетом принимается во внимание, что необходимая эффективность функционирования обеспечивается при удовлетворении указанных ниже требований.

1. Проведение оптимального планирования полета, направленного на достижение максимально возможных значений указанных критериев.

Для этого следует выбрать последовательность операций (план), необходимых для достижения поставленной цели, при соблюдении установленных ограничений, максимально возможной экономии ресурсов корабля и требуемого уровня безопасности экипажа. Для выполнения последнего условия план должен минимизировать вероятность возникновения аномальных ситуаций. Выбор варианта плана полета в настоящее время осуществляется методом экспертных оценок на основе знаний и опыта, приобретенных в ходе предшествующих полетов и подготовки к данному. Оценка вариантов плана по численным значениям критериев P_6 и S для выбора наиболее приемлемого из них возможна при наличии методики определения корректных значений величин q_j , P_i и Q_{ij} .

2. Система управления полетом должна обеспечивать безошибочное и своевременное выполнение разработанного плана, не вызывая при этом аномальных ситуаций.

3. При возникновении любых нештатных ситуаций (НС), в том числе не рассматривавшихся, система управления полетом должна своевременно их обнаруживать, идентифицировать и ликвидировать. По завершении ликвидации НС осуществляется оптимальное планирование дальнейших этапов полета.

4. Система управления полетом должна быть устойчивой по отношению к различного рода возмущениям, т. е. выполнять свои функции при возникновении отказов в работе ее отдельных эле-

ментов и нарушений интерфейсов, сбоях в работе электронно-вычислительных средств, отдельных ошибках экипажа КА, персонала ГОГУ и ЦУП.

Учитывая жесткие требования к уровню безопасности пилотируемого КП [78], необходимо в основу проектирования системы управления полетом и разработки методов управления положить принцип реализации всех доступных мер для выполнения указанных условий.

Из этого следуют требования к характеристикам управляющих звеньев. Основным из них является возможность обеспечения каждым звеном (экипаж, БКАУ или НКУ) возвращения пилотируемого КА на Землю в случае, если два других окажутся недееспособными.

При разработке системы управления полетом пилотируемых КА в процессе моделирования ее работы, а также при отладке, наземных и летных испытаниях для оценки качества ее функционирования могут быть использованы показатели, предложенные в работе [44] и использовавшиеся при управлении полетом орбитальных кораблей «Союз», станций «Салют», «Мир» и МКС:

- точность (безошибочность) управления полетом по штатной программе

$$k_1 = \frac{m_1}{m_{\Sigma 1}}, \quad (1.3)$$

где m_1 – число правильно выданных управляющих воздействий;
 $m_{\Sigma 1}$ – общее число воздействий;

- точность идентификации нештатных ситуаций

$$k_2 = \frac{n_1}{n_{\Sigma}}, \quad (1.4)$$

где n_1 – число правильно идентифицированных НС; n_{Σ} – общее число НС;

- оперативность управления в расчетных НС

$$k_3 = \frac{1}{n_{\Sigma}} \sum_{i=1}^{n_{\Sigma}} \frac{T_{fi} - T_{\min i}}{T_{\max i} - T_{\min i}}, \quad (1.5)$$

где T_{fi} – фактическое время, затраченное на осуществление цикла управления в i -й НС; $T_{\min i}$ – нормированная минимальная длительность цикла управления в i -й НС; $T_{\max i}$ – нормированная максимальная длительность цикла управления в i -й НС; m_{Σ} – общее число НС;

- точность (безошибочность) управления в НС

$$k_4 = \frac{m_2}{m_{\Sigma 2}}, \quad (1.6)$$

где m_2 – число правильно выданных УВ или принятых решений в аномальных ситуациях; $m_{\Sigma 2}$ – общее число УВ или принятых решений;

- интегральный показатель эффективности управления в НС

$$k_5 = \frac{q_1}{q_{\Sigma}}, \quad (1.7)$$

где q_1 – число ликвидированных НС; q_{Σ} – общее число НС.

Соответствующие показатели на этапе проектирования КА могут быть обеспечены за счет расширения возможностей системы управления полетом и эффективных методов управления полетом. При этом необходимый уровень возможностей системы управления полетом может быть достигнут за счет достаточного оснащения ее программно-техническими средствами:

- автоматизированными подсистемами выполнения компонентов процесса управления полетом (планирования, формирования управляющих воздействий, контроля, баллистико-навигационного обеспечения и др.);

- моделирующими средствами для проверки выполнимости планов полета и корректности разработанных управляющих воздействий, а также поиска причин возникновения аномальных ситуаций;

- экспертными системами, обеспечивающими информационную поддержку деятельности экипажа и персонала ГОГУ при оценке полета и подготовке решений по действиям в аномальных ситуациях;

– системами искусственного интеллекта, способными диагностировать неисправности, самостоятельно формировать решения и планы действий в различных ситуациях при дефиците информации и неполной определенности ситуации.

В процессе проектирования, моделирования работы, отладки и испытаний системы управления КП указанные показатели могут быть использованы для оценки ее качества, выявления недостатков и определения необходимых доработок.

Для случаев, связанных с возникновением аномалий в контуре управления полетом, применима концепция, являющаяся основополагающей в решении проблемы безопасности отечественных и зарубежных КА. Согласно этой концепции, два любых отказа элементов системы управления полетом (два управляющих звена или два интерфейса либо одно управляющее звено и один интерфейс) не должны препятствовать возвращению экипажа на Землю и сохранению основного оборудования КА для продолжения программы после восстановительных работ (концепция терпимости к двум отказам), а возникновение любого одного отказа в системе или одна ошибка оператора не должны приводить к невыполнению функций системы.

Из этой концепции понятны требования к характеристикам управляющих звеньев. Основным из них для пилотируемых КА считается возможность обеспечения каждым звеном (экипаж, БКАУ или НКУ) возвращения КА на Землю в случае, если два других звена недееспособны. Для автоматических КА каждое звено, оставшись единственным в контуре управления полетом, должно обеспечить жизнеспособность и передачу на Землю результатов проведенных служебных и целевых операций, а также информации о состоянии бортовых систем. Кроме того, любое звено должно по мере своих возможностей и в зависимости от общей полетной обстановки обеспечить выполнение задач полета.

На эффективность используемых методов управления существенным образом влияет распределение функций между экипажем, БКАУ и НКУ в текущей конфигурации контура управления, позволяющее использовать возможности каждого звена в той мере, которая необходима для достижения высокого качества работы системы управления космическим полетом [44, 45]. Распределение функций между БКУ и НКУ автоматических КА, а тем более оп-

тимизация их структуры. могут зачастую отличаться [41] от подхода, принятого и хорошо зарекомендовавшего себя в отношении пилотируемых КА.

1.4. ФУНКЦИИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ И КРИТЕРИИ ИХ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ МЕЖДУ НАЗЕМНЫМ КОМПЛЕКСОМ УПРАВЛЕНИЯ, БОРТОВЫМ КОМПЛЕКСОМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ И ЭКИПАЖЕМ

Основные компоненты процесса управления полетом любого типа КА осуществляются в результате выполнения системой управления полетом ряда функций, состав и особенности реализации которых для любой конфигурации контура управления и *сформированного стратегического плана полета* представлены ниже.

1. Коррекция номинального стратегического плана полета и оперативное планирование.

2. Навигационные измерения и баллистические расчеты.

3. Выдача на бортовые системы КА «срочных» УВ, необходимых немедленно по ходу выполняемой операции для срочной реализации решения, принятого по результатам контроля. Эти УВ должны исполняться на борту КА через короткое время, измеряемое долями или единицами секунд, после выдачи управляющим звеном.

4. Выдача на бортовые системы КА «несрочных» УВ, исполняемых в любой удобный момент в течение определенного времени. К ним могут быть отнесены УВ для задания БКАУ плана управления бортовыми системами на очередные сутки полета, выполнения операций технического обслуживания бортовых систем (например, переключения приборов, выработавших ресурс, на резервные комплекты), а также для управления медленно протекающими процессами.

5. Выдача на бортовые системы УВ с точно заданным временем исполнения. Воздействия такого рода используют чаще всего при управлении операциями выполнения баллистической схемы полета (команды включения двигателя при маневре, запуска программы возвращения корабля на Землю и т. д.).

6. Управление системами КА в типовых полетных операциях, т. е. последовательная выдача на бортовые системы УВ в соответствии с циклограммой операции. Цель их – изменение в определенной временной и логической последовательности состояния и режимов работы систем корабля, участвующих в операции. Подобное изменение должно производиться на каждом этапе операции с учетом результатов выполнения предыдущих этапов. Задержки оценки выполнения операции и выдачи очередных УВ, как правило, должны быть невелики (доли или единицы секунд).

7. Разработка в ходе полета и выполнение при необходимости новых (нетиповых) полетных операций.

8. Непрерывный контроль параметров состояния КА. Этому виду контроля должны подвергаться в первую очередь параметры, требующие немедленной реакции при выходе за пределы нормы. К их числу относят параметры безопасности полета, а также ответственных быстропротекающих процессов, например сближения КА с другими объектами.

9. Периодический контроль параметров состояния КА. Применим к медленно меняющимся параметрам, например к температуре элементов конструкции корабля или воздуха в его отсеках. Кроме того, периодический контроль может вынужденно осуществляться в случае отсутствия возможности выполнения непрерывного.

10. Обнаружение и идентификация заранее рассмотренных нештатных ситуаций в процессе контроля параметров состояния КА.

11. Обнаружение непредвиденных (не рассмотренных заранее) нештатных ситуаций в процессе контроля параметров состояния космического аппарата.

12. Оценка полета, выработка и принятие решений по дальнейшему его выполнению.

13. Реагирование на рассмотренные НС, требующие срочного вмешательства. Срочное реагирование на НС предполагает необходимость вслед за обнаружением немедленного принятия мер по прекращению ее развития.

14. Реагирование на рассмотренные НС с большим располагаемым временем. Предполагает в течение некоторого времени проведение достаточно глубокого анализа НС, выявление причин возникновения, разработку и реализацию мер по парированию.

15. Реагирование на нерассмотренные НС, требующие срочного вмешательства.

16. Реагирование на нерассмотренные НС с большим располагаемым временем.

Сопоставляя перечисленные функции с основными компонентами процесса управления полетом, можно заметить, что функции 1–2 связаны в основном с планированием полета, 3–7 – с реализацией плана, 8–11 – с контролем полета, 12–16 – с принятием и выполнением решений по результатам контроля.

Осуществление указанных функций управления КП возлагается на три основных элемента (звена) контура управления.

1. *Наземный комплекс управления* является наиболее мощным звеном в контуре управления полетом КА, способным выполнять практически все функции.

Потенциал НКУ определяется следующими факторами:

- постоянным присутствием в ЦУП квалифицированных специалистов по всем аспектам управления полетом;

- возможностью привлечения к решению возникающих проблем специалистов – разработчиков КА и его бортовых систем, а также других специалистов;

- наличием в ЦУП высокопроизводительных вычислительных комплексов с развитым ПО для решения любых задач управления полетом и поддержки деятельности персонала ГОГУ; в ходе полета может производиться корректировка и наращивание этого ПО;

- возможностью моделирования полета (математического и физического) с использованием комплексных стендов – аналогов КА, а также отдельных бортовых систем и агрегатов;

- наличием интерфейсов с экипажем и БКАУ для обмена информацией, необходимой для выполнения НКУ своих функций.

Оценивая возможности НКУ, необходимо иметь в виду, что они ограничены условиями связи с КА: перерывами, связанными с радиовидимостью, при управлении межпланетными полетами – длительностью прохождения радиосигналов между НКУ и КА. К числу факторов, влияющих на потенциал НКУ, следует также отнести состояние технических средств наземных станций слежения, погодные условия в районах их расположения, исправность радиосредств КА. Эти факторы снижают способность НКУ оперативной оценки полетной ситуации и парирования нештатных ситуаций, требующих быстрого реагирования.

На орбите ИСЗ при высоте полета ~450 км длительность радиовидимости КА с каждой станции слежения не превышает 12 мин за один виток орбиты в зависимости от того, как проходит трасса полета относительно станции. Общая длительность зон связи в течение одних суток полета КА по орбите ИСЗ зависит также от количества и географического расположения наземных станций.

Длительность связи через спутники-ретрансляторы ССКУ зависит от их количества и размещения на геостационарной орбите. При одном СР длительность связи через него обеспечивается в течение ~50 мин за один виток; при трех СР, равномерно размещенных на орбите, — непрерывно в течение всего полета при наклонении орбиты ИСЗ не более 70° . В качестве основного канала связи КА с НКУ при полете по орбите ИСЗ предпочтительна в настоящее время система СР как по стоимости канала, так и по длительности связи.

Для эффективного использования возможностей НКУ при планировании полета необходимо, насколько это допустимо, рассчитывать ответственные полетные операции во времени таким образом, чтобы они выполнялись в зонах радиовидимости для прямой выдачи НКУ радиокоманд управления и телеметрического контроля операций в режиме непосредственной передачи данных с борта КА. Таким способом несколько расширяют возможности реагирования НКУ на возникающие аномалии. Это особенно актуально в конфигурациях контура, определяемых недееспособностью БКАУ. Конечно, отдельные полетные операции КА не всегда могут быть выполнены в течение времени, совпадающего с периодами радиовидимости. К числу таких могут относиться операции, обеспечивающие выполнение баллистической схемы полета. Тем не менее при формировании схемы полета ПКА есть смысл стремиться обеспечить смещение наиболее критичных фаз этих операций внутрь периодов радиовидимости.

2. *Бортовой комплекс автоматического управления* в настоящее время представляет собой программно-техническую совокупность, выполняющую управление бортовыми системами КА и их централизованный контроль, решающую разные вычислительные задачи, идентифицирующую и парирующую нештатные ситуации и т. д.

Достоинствами БКАУ, имеющего в своем составе производительные бортовые ЭВМ, являются высокая скорость обработки

больших объемов информации для оценки состояния КА, способность решения сложных вычислительных задач процесса управления полетом, высокая скорость обнаружения аномалий и реагирования на них. Недостаток БКАУ, характерный для многих существующих КА, – выполнение только детерминированных, формализованных функций. Этот недостаток может быть минимизирован при реализации в БКАУ функций искусственного интеллекта [56, 57, 78]. Возможности БКАУ при управлении полетом в значительной степени расширяются при получении им информации, необходимой для выполнения соответствующих функций.

На современных КА помимо БКАУ, осуществляющего централизованное управление, используют локальные управляющие устройства, встроенные в отдельные бортовые системы и способные автономно контролировать и регулировать процессы, реализуемые ими. В случае отклонения контролируемых параметров от нормы локальные устройства подают экипажу, НКУ и БКАУ предупредительные и аварийные сигналы. Такими устройствами комплектуют обычно постоянно действующие системы – терморегулирования, энергоснабжения, жизнеобеспечения и т. п.

В совмещенном контуре управления полетом и ряде его субконтуров (см. субконтур 1 и 2 на рис. 1.5) БКАУ получает от экипажа и НКУ задания в виде так называемых бортовых планов полета и автоматически их выполняет. Если экипаж и НКУ одновременно утрачивают дееспособность, БКАУ остается единственным управляющим звеном и должен выполнять все функции управления полетом (см. субконтур 4 на рис. 1.5).

Программно-технические средства БКАУ должны иметь в своем составе математическую модель КА как объекта управления, способную обеспечить моделирование отдельных операций и полета в целом. Она должна использоваться для верификации разработанного плана полета, проверки корректности формируемых УВ, верификации типовых операций, разрабатываемых экипажем, решения задач диагностики неисправностей, проверки правильности и эффективности решений, принимаемых при возникновении НС.

3. Экипаж пилотируемого КА, с одной стороны, является непосредственным исполнителем полетных операций, которые не могут быть осуществлены бортовыми системами, например обслуживание и ремонт систем, выполнение многих научных исследований и экс-

периментов. В этом качестве его можно сравнить с бортовыми системами КА. С другой стороны, как звено системы управления экипажем образует с БКАУ бортовой контур управления (БКУ).

Возможности экипажа как звена системы управления полетом определяются следующими факторами:

- интеллектуальным потенциалом космонавтов;
- уровнем специальной подготовки к полету;
- способностью оценивать обстановку и принимать решения в условиях дефицита информации и времени;
- уровнем развитости средств поддержки; в их число входят ПК, СОИ, БВС БКАУ и персональные ЭВМ, программное обеспечение которых содержит необходимую базу данных, в том числе математические модели систем и операций, алгоритмы решения задач, связанных с управлением, экспертную систему для использования при выработке решения в нестандартных ситуациях;
- наличием интерфейса между экипажем и БКАУ, позволяющим экипажу инициировать алгоритмы автоматического управления системами КА;
- наличием связи с НКУ для получения из ЦУП рекомендаций, указаний и необходимых данных;
- возможностью самостоятельного получения исходной информации, необходимой для выполнения функций управляющего звена при отсутствии связи с НКУ.

При анализе роли экипажа в различных конфигурациях контура управления полетом необходимо помнить, что возможности экипажа ограничиваются его физиологическими особенностями: утомляемостью, пониженной быстротой реакции на изменение контролируемых параметров, низкой способностью правильной оценки параметров при большом объеме и высокой частоте их поступления, тенденцией затягивания принятия решений, присущей человеку-оператору. Однако космонавт в отличие от БКАУ способен выявлять необычные взаимосвязи в состоянии контролируемых параметров, оценивать полетную ситуацию комплексно, находить решения в непредусмотренных ситуациях, вырабатывать стратегию продолжения полета после их ликвидации.

Экипаж КА при оснащении необходимой аппаратурой и средствами поддержки может выполнять практически все функции

управления, допускающие запаздывание УВ, присущее человеку-оператору, т. е. при частотах динамических процессов не более 0,5 Гц.

Необходимо также учитывать требования космической медицины, направленные на сохранение здоровья и работоспособности космонавтов в длительном полете. Например, период бодрствования космонавтов должен приходить, за редкими исключениями, на одно и то же время суток, чтобы сохранить 24-часовой цикл, не допускается монотонность в работе, периодически проводятся тренировки по выполнению ответственных операций для восстановления навыков.

Располагаемое рабочее время экипажа в каждые сутки полета (в чел.-ч), кроме выходных, составляет $\tau_{\text{расп}} = 8,5n$, где n – число членов экипажа.

Время, потребное для выполнения работ, планируемых на период m рабочих суток, $T_{\text{потр}} = \sum_{i=1}^k \tau_i$, не должно превышать располагаемое ($\tau_{\text{потр}} \leq \tau_{\text{расп}}$), или $\sum_{i=1}^k \tau_i \leq 8,5nm$, где τ_i – норма затрат време-

ни на i -й вид работы; k – количество видов планируемых работ.

Если по какой-либо причине первоначально планируемые затраты времени экипажа превышают его возможности, приоритет в объеме и очередности проведения отдается работам, более важным с точки зрения выполнения задач полета и обеспечения его безопасности. Часть заданий при этом может быть отложена на последующие периоды планирования.

Время, выделенное экипажу на управление полетом, должно быть сбалансировано с затратами времени на другие виды работ.

Виды деятельности экипажа и распределение рабочего времени между ними на МКС (среднестатистические данные в экспедициях № 5–9) представлены в табл. 1.1.

Кроме выполнения экипажем регламентированных работ в ходе полета неизбежно возникает необходимость работ, вызванных непрогнозируемыми событиями. Очередность их устанавливается в соответствии с важностью и срочностью.

Таблица 1.1

Распределение рабочего времени по видам деятельности

Вид деятельности экипажа	Время, затраченное за месяц полета, чел.-ч / мес
Техническое обслуживание, ремонт систем и оборудования, перезагрузка программного обеспечения, дооснащение станции, инвентаризация	140
Связь с Землей	10
Работы, связанные с совместными операциями станции и кораблей «Союз», «Прогресс», «Шаттл», модулей МКС	50
Подготовка и выполнение внекорабельной деятельности	40
Научные эксперименты и исследования	65
Документирование полета, кинофото-видеосъемка, ТВ-репортажи о полете, связь с общественностью	20
Управление полетом станции	30
Медицинские обследования и профилактические процедуры	17,5 n *
Подготовка к предстоящим ответственным работам и операциям, действиям в аномальных ситуациях, тренировка	5 n
Ежедневная подготовка к работе, разработка отчета, ознакомление с планом полета	32,5 n
* n – число членов экипажа.	

Для того чтобы выполнить в необходимом объеме функции управления полетом современных КА, экипаж должен отвечать следующим основным требованиям:

- знать устройство, принципы действия и правила эксплуатации бортовых систем КА, уметь управлять ими;
- знать БВС и технологию наладки и обслуживания, уметь выполнять замену и отладку ее элементов, безопасную проверку и корректировку программного обеспечения;
- знать механику космического полета;
- уметь планировать и контролировать полет КА;
- знать методики выполнения всех полетных операций КА, уметь ими пользоваться;
- уметь работать в любых аномальных ситуациях.

До начала полета экипаж должен быть подготовлен к выполнению всех функций управления, а в ходе полета – поддерживать приобретенные навыки путем регулярных тренировок, в том числе на случай утраты дееспособности НКУ и (или) БКАУ.

Распределение функций между НКУ, БКАУ и экипажем в значительной степени зависит от состава целевых задач и типа КА, текущего состояния основных звеньев АСУ КП и возможности выполнения этих функций.

Целесообразно использовать следующий подход к рациональному распределению функций между центральными звеньями контура управления полетом.

Для обеспечения необходимого уровня безопасности экипажа, надежности и полноты достижения цели полета должны удовлетворяться следующие условия:

1) реализация каждой функции процесса управления полетом осуществляться тем звеном из сохраняющих дееспособность, которое располагает наибольшими возможностями в выполнении данной функции и обеспечивает наилучшее ее качество; остальные должны служить дублирующими или вспомогательными; например, планирование полета наиболее полно и эффективно выполнит НКУ; управление в рассмотренных НС, требующих быстрого реагирования, наиболее качественно выполнит БКАУ или экипаж;

2) загрузка экипажа управлением полетом сверх необходимого уровня (для предоставления ему достаточного времени на выполнение целевых задач) недопустима;

3) обеспечение постоянной готовности любого звена к переходу от текущей конфигурации контура управления полетом к работе

в субконтуре более низкой градации (при утрате дееспособности каким-либо из звеньев).

Для выполнения первого условия необходимо учитывать особенности экипажа, БКАУ и НКУ как звеньев контура управления полетом, частично упомянутые выше.

Второе условие по отношению к экипажу в некоторой степени противоречит первому, однако это противоречие предлагается разрешить следующим образом. Необходимый уровень загрузки экипажа управлением полетом в любой конфигурации контура управления должен включать в качестве инвариантной составляющей функции, связанные с обнаружением и ликвидацией НС, а для ПМК, кроме того, – с навигационными измерениями и баллистическими расчетами. Дополнительная загрузка экипажа функциями управления полетом зависит от конкретной конфигурации контура на рассматриваемый период. В частности, при потере дееспособности НКУ или БКАУ экипаж должен взять на себя утраченные ими функции, и время на целевые задачи предоставляется по остаточному принципу. Очевидно, что наибольшими возможностями для решения целевых задач экипаж КА располагает в совмещенном контуре управления полетом.

Для выполнения третьего условия необходимо при работе в составе текущей конфигурации периодическое совмещение каждым звеном тех функций, которые оно вынуждено будет взять на себя при выходе из строя других звеньев. С этой целью регулярно проводят соответствующие тренировки.

1.5. ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ОСНОВНЫХ ЗВЕНЬЕВ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

В процессе управления полетом КА в любой конфигурации контура управления НКУ, БКАУ и экипаж должны действовать согласованно, обмениваясь необходимой информацией.

Управление бортовыми системами КА экипажем и НКУ осуществляется через БКАУ путем выдачи УВ в виде команд и массивов цифровой информации, содержащей планы полета с указанием последовательности операций и времени исполнения каждой,

а также переменные данные. Этими УВ в БКАУ инициируется выполнение программ управления бортовыми системами. На случай отказа в работе БКАУ для прямого управления бортовыми системами экипажем или НКУ предусматривают резервные коммутационные приборы, обеспечивающие трансляцию или преобразование команд, выдаваемых НКУ или экипажем непосредственно на системы, минуя БКАУ. Для контроля работы бортовых систем экипажем на пилотируемом КА используют средства отображения информации, поступающей на них непосредственно от датчиков системы бортовых измерений. На Землю с этих же датчиков, минуя БКАУ, передается телеметрическая информация. Наряду с управлением бортовыми системами с помощью команд, выдаваемых экипажем или НКУ, в управлении работой ряда систем участвует встроенная в них автоматика.

Содержание потоков информации, которая циркулирует внутри контура управления полетом КА, обеспечивая взаимодействие между его звеньями и объединяя их в единую систему, показано в § 1.2 и на рис. 1.6.

1.6. ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

В ходе космических полетов в системе управления реализуется ряд процессов, решающих задачу формирования информации, необходимой для управления. Указанные процессы характеризуются следующими видами информационного обеспечения:

- баллистико-навигационное обеспечение (БНО);
- командно-программное обеспечение (КПО);
- информационно-телеметрическое обеспечение (ИТО);
- контрольно-диагностическое обеспечение (КДО);
- информационное обеспечение деятельности экипажа (ИОДЭ);
- информационное медицинское обеспечение (ИМО);
- методическое обеспечение нестандартных операций (МОНО);
- информационное обеспечение выполнения целевой программы (ИОЦП).

Характеристики потоков информации, их структура и объем зависят от принятого метода управления. (Напомним, что метод управления полетом определяется в числе прочего конкретным

распределением функций между БКАУ, НКУ и экипажем.) Кроме того, они зависят от перечня исходных данных, требуемых для автономного решения задач управления БКАУ, от состава параметров, необходимых для реализации алгоритмов, регламентирующих работу бортовых систем и аппаратуры КА.

Баллистико-навигационное обеспечение продуцирует следующую информацию:

- баллистическую схему полета КА, разрабатываемую исходя из условия надежного достижения цели полета с наименьшими затратами ресурсов и заданным уровнем безопасности экипажа;
- параметры расчетной траектории выведения и орбиты КА, определяемые принятой баллистической схемой полета и текущими условиями;
- параметры фактической орбиты КА, рассчитываемые оперативно по данным измерений текущих навигационных параметров и их прогнозируемые значения на требуемый момент времени;
- параметры маневров, обеспечивающих расчетную орбиту и коррекцию фактической;
- уставочные данные для настройки приборов системы управления движением КА;
- данные для ручной и автоматической систем автономной навигации (ожидаемые направления на опорные звезды и планеты);
- баллистическую информацию, необходимую для оперативного планирования полета (периоды радиовидимости КА, освещенность Солнцем участков траектории, расстояние между КА и Землей и задержку прохождения радиосигнала для межпланетных КА);
- баллистические данные, необходимые для научных исследований и экспериментов;
- целеуказания для наведения антенн наземных станций слежения и антенн радиосистемы КА на наземные станции и спутники-ретрансляторы.

Реализация БНО требует получения следующей основной информации:

- навигационных параметров, получаемых НКУ с помощью собственных радиосредств, или вычислительной системой КА посредством бортовой автоматической либо ручной аппаратуры навигационных измерений;
- телеметрической информации, содержащей данные для уточнения параметров, закладываемых в проводимые баллистические

расчеты (например, о фактических параметрах проведенных маневров, текущей массе КА, располагаемых запасах и фактических расходах топлива);

- директивных исходных данных или заданий, касающихся схемы полета;

- планов полета, содержащих сведения о режимах ориентации, вызывающих возмущение движения центра масс КА;

- данных о текущих значениях плотности верхних слоев атмосферы Земли.

Баллистико-навигационное обеспечение выполняется ИВК и персоналом баллистической службы НКУ, а также автономно бортовыми вычислительными средствами КА и экипажем. Для лунных и межпланетных КА возможность полностью автономной реализации БНО является обязательным условием обеспечения безопасности полета при длительной потере связи с НКУ.

При использовании БНО на борту КА возможны два варианта. В первом варианте все необходимые расчеты выполняются автономно вычислительными средствами КА и экипажем по исходной информации, формирующейся целиком на борту. Второй предусматривает использование части информации, получаемой от НКУ в периоды, когда связь с ним не нарушена.

Командно-программное обеспечение формируется и реализуется исключительно НКУ. Оно заключается в трансформации детального плана и решений по управлению полетом в УВ, выдаваемые от НКУ на бортовые системы КА и БКАУ (программы и исходные данные для выполнения функций управления полетом). Управляющие воздействия передаются НКУ в виде радиосигналов, которые на борту корабля преобразуются в необходимую форму (импульсы напряжения или коды) и поступают в БС либо БВС БКАУ.

Командно-программное обеспечение в настоящее время выполняют специалисты, вводя в ИВК НКУ данные с именами полетных операций, типовых групп, отдельных УВ с указанием времени их исполнения. Преобразование этих данных в необходимый для передачи на КА вид происходит в ИВК. При этом для формирования ряда УВ автоматически привлекается необходимая информация, генерируемая программами БНО.

При автономном управлении полетом без участия НКУ эта задача может решаться экипажем и бортовой ЭВМ. Экипаж вводит в

ЭВМ необходимые данные, а ЭВМ вырабатывает УВ и в определенное время выдает их на БС.

Информационно-телеметрическое обеспечение предназначено для преобразования ТМИ, поступающей от систем КА в ИВК НКУ и бортовую ЭВМ, к виду, необходимому для решения задач управления полетом.

В ИВК на этапе первичной обработки ТМИ фильтруют недостоверные значения параметров состояния КА, выделяют существенные, привязывают их ко времени, для контроля полета персоналом переводят кодовые значения параметров в физические и т. д. В ЭВМ КА информация обрабатывается аналогичным образом. При этом на фильтрацию затрачивается существенно меньше ресурсов, так как информация передается по проводным каналам КА, без помех.

Цель контрольно-диагностического обеспечения – автоматизированный мониторинг состояния КА и диагностика причин возникающих аномалий для информирования звена, ответственного за общую оценку хода полета и принятие решения по ее результатам. Контроль и диагностика заключаются в обработке и анализе информации, получаемой от служб ИТО, БНО, КПО и экипажа, и выполняются наземным персоналом с использованием ИВК НКУ, а также экипажем бортовой ЭВМ.

Информационное обеспечение деятельности экипажа выполняется персоналом ГОГУ посредством разработки и передачи экипажу по радиоканалам информации, необходимой для управления полетом и выполнения запланированных работ на борту КА. Она содержит разработанные на Земле планы, методики, указания и рекомендации экипажу по действиям в различных ситуациях, цифровые данные, необходимые для отдельных операций и т. д. Часть радиোগрамм может разрабатываться ИВК НКУ автоматически на основе формализованных детальных планов, баллистических и других данных. Передача радиোগрамм экипажу КА происходит по голосовому каналу и в виде электронных сообщений.

Задачей *информационного медицинского обеспечения* является оценка физического состояния и работоспособности членов экипажа КА для выработки рекомендаций специалистов по космической медицине, связанных с необходимостью отклонения от принятого плана полета. Указанные рекомендации могут касаться режима труда и отдыха экипажа, профилактических и лечебных мероприятий, до-

пустимого объема рабочей нагрузки в некоторых полетных операциях и т. д.

Методическое обеспечение нестандартных полетных операций необходимо при планировании и проведении операций, разрабатываемых в ходе полета. Процесс предполагает разработку наземными специалистами технологии выполнения таких операций и отработку на моделирующих средствах или на натурных объектах.

Информационное сопровождение выполнения целевой программы обеспечивается постановщиками целевых работ, а также персоналом ГОГУ, ответственным за целевую программу полета данного КА. Подготавливаемая при этом информация содержит уточнения к методикам исследований и экспериментов, рекомендации и данные для их проведения, методики новых исследований, включаемых в программу. Эта информация используется в процессе планирования полета и при выполнении его программы.

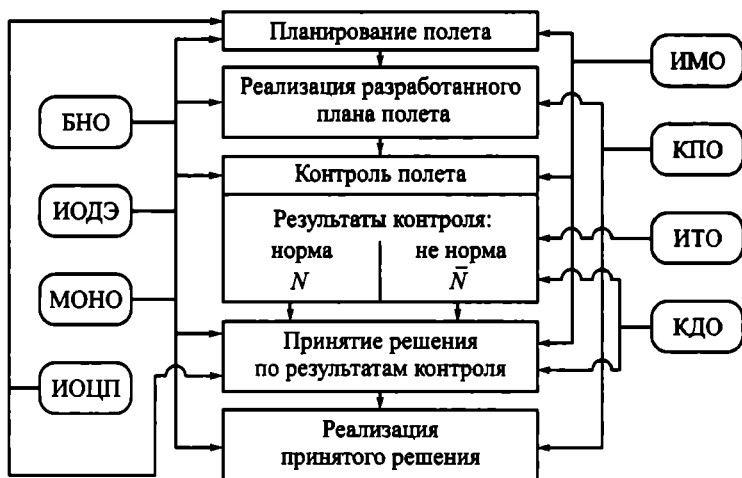


Рис. 1.7. Информационное обеспечение процесса управления полетом:

БНО – баллистико-навигационное обеспечение; ИОДЭ – информационное обеспечение деятельности экипажа; МОНО – методическое обеспечение нестандартных операций; ИОЦП – информационное обеспечение целевой программы; ИМО – информационное медицинское обеспечение; КПО – командно-программное обеспечение; ИТО – информационно-теlemetryческое обеспечение; КДО – командно-диагностическое обеспечение

Связь разных видов информационного обеспечения (ИО) с основными компонентами процесса управления полетом иллюстрируется принципиальной схемой, представленной на рис. 1.7, и показана в табл. 1.2, а их взаимодействие посредством обмена данными – в табл. 1.3.

Таблица 1.2

Связь компонентов процесса управления полетом с видами ИО

Вид информационного обеспечения	Процесс				
	Плани- рование	Выполне- ние плана	Контроль полета	Принятие решения	Реализа- ция реше- ния
БНО	↑	↑	↑	↑	↑
КПО		↑			↑
ИТО			↑		
КДО	↑		↑	↑	
ИОДЭ	↑	↑	↑	↑	↑
ИМО	↑		↑	↑	
МОНО	↑	↑	↑	↑	↑
ИОЦП	↑			↑	

Таблица 1.3

Взаимодействие компонентов процесса управления полетом

Вид информацион- ного обеспечения	БНО	КПО	ИТО	КДО	ИОДЭ	ИМО	МОНО	ИОЦП
БНО		↑		↑	↑		↑	↑
КПО	↑		↑	↑	↑			
ИТО				↑		↑		
КДО	↑				↑	↑	↑	↑
ИОДЭ						↑		
ИМО					↑		↑	
МОНО	↑	↑			↑	↑		↑
ИОЦП	↑	↑			↑	↑		

Каждый из указанных видов информационного обеспечения реализуется определенным элементом системы управления полетом.

В составе НКУ эти элементы представлены отдельными группами наземного персонала с необходимыми программно-техническими средствами, на борту КА – в виде соответствующего программного обеспечения, установленного в бортовых ЭВМ и используемого экипажем КА или автоматически БКАУ.

1.7. ОРГАНИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

Важнейшим условием обеспечения эффективности сложных человеко-машинных систем, к числу которых принадлежит и АСУ КП, является рациональная организация их функционирования.

Организация процесса управления КП предполагает решение ряда задач, перечисленных ниже, с фиксированием результатов этих решений в документах достаточно высокого уровня и последующим неукоснительным исполнением. К числу таких задач относятся следующие:

- 1) установление общей организационной структуры АСУ КП;
- 2) определение функций каждого ее компонента;
- 3) определение внутренней структуры (состава, функций и взаимоподчиненности) каждого компонента АСУ КП;
- 4) определение взаимодействия и информационных потоков между АСУ КП и внешними организациями, между компонентами АСУ КП, а также элементами их внутренней структуры; установление правил управления информационными потоками (форма и циклограммы обмена информацией, используемые каналы, особенности обмена в нештатных ситуациях);
- 5) установление иерархии руководства системой управления, обязанностей и ответственности руководителей каждого уровня;
- 6) составление штатного расписания подразделений, обязанностей и ответственности каждого сотрудника, должностных инструкций и правил работы.

В качестве примера на рис. 1.8 представлены в основных чертах организационная схема АСУ КП орбитального комплекса (орбитальная станция «Мир», корабли «Союз» и «Прогресс») и основные информационные связи между ЦУП, элементами НКУ и внешними организациями. Эти связи обеспечивают передачу основных потоков данных.

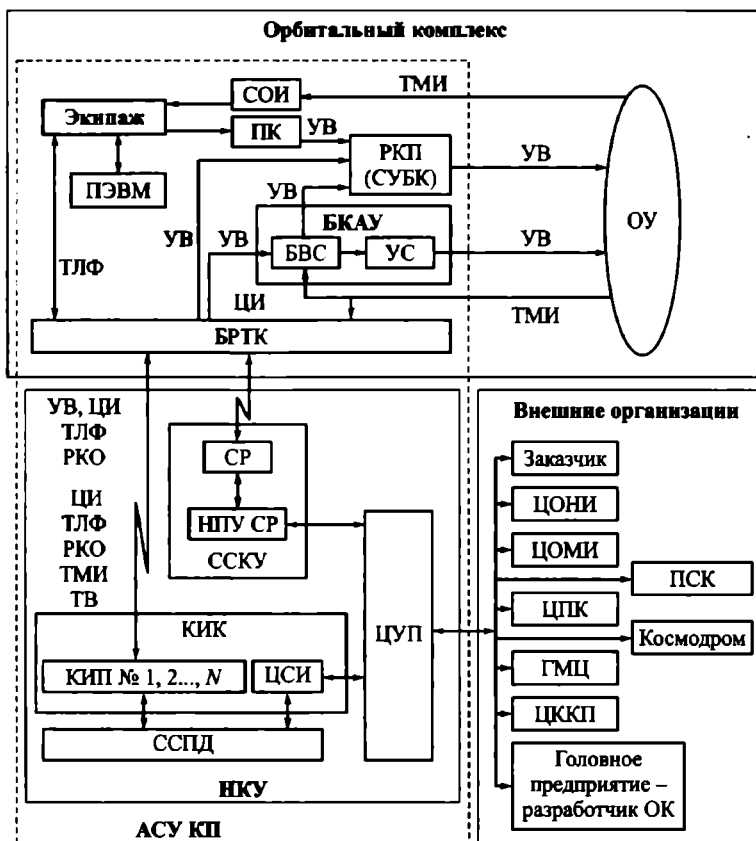


Рис. 1.8. Схема АСУ КП орбитального комплекса третьего поколения:

СОИ – средства отображения информации; ТМИ – телеметрическая информация; ПК – пульт космонавтов; УВ – управляющее воздействие; РКП – резервные коммутационные приборы; ОУ – объект управления; ТЛФ – телефонная связь; БКАУ – бортовой комплекс (контур) автоматического управления; БВС – бортовая вычислительная сеть; УС – устройство согласования; ЦИ – цифровая информация; БРТК – бортовой радиотехнический комплекс; РКО – радиоконтроль орбиты; СП – спутник-ретранслятор; НПУ СП – наземный пункт управления спутником-ретранслятором; ССКУ – спутниковая система контроля и управления; ЦУП – центр управления полетом; КИК – командно-измерительный комплекс; КИП – командно-измерительный пункт; ЦСИ – центр сбора информации; ССПД – система связи и передачи данных; НКУ – наземный комплекс (контур) управления; ЦОНИ – центры обработки научной информации; ЦОМИ – центры обработки медицинской информации; ПСК – поисково-спасательный комплекс; ЦПК – центр подготовки космонавтов; ГМЦ – Гидрометеоцентр; ЦККП – центр контроля космического пространства

Выходящая информация ЦУП

1. Для станций слежения – программа включения и выключения технических средств станций (аппаратуры приема/передачи разных видов информации с/на КА), программы выдачи УВ на борт КА и передачи в ЦУП всей информации, принятой с борта КА. На станции передают также данные для управления их антенными системами при слежении за КА либо в форме прямых целеуказаний (изменения угла места и азимута движения антенны во времени), либо в форме начальных условий (баллистического вектора состояния КА в виде трех координат и трех компонент скорости в избранной системе координат). В последнем случае расчет целеуказаний антеннам производится по этим начальным условиям на ИВК станций слежения.

В сеансах связи непосредственно из ЦУП на станции слежения поступает телефонная информация, далее передаваемая по каналу «Земля–борт» для переговоров с экипажем КА, могут передаваться отдельные радиокоманды (в основном в нештатных ситуациях, когда они не запланированы заранее). Возможна также передача телевизионного сигнала на борт КА, как это было реализовано на орбитальной станции «Салют-6».

2. Для космодрома – допустимые интервалы дат старта КА, исходя из которых организуется цикл подготовки КА к запуску.

3. Для центров обработки научной информации – данные телеизмерений с научной аппаратуры, уточненные программы научных исследований на борту КА (для подготовки аппаратуры центра в последующих сеансах связи).

4. Для центра обработки медицинской информации – данные телеизмерений с медицинской аппаратуры, уточненные программы медико-биологических исследований на борту.

5. Для поисково-спасательного комплекса – планируемое время и районы посадки КА, в том числе в нештатных ситуациях при досрочном спуске с орбиты ИСЗ, сведения по техническому обслуживанию спускаемых аппаратов (например, данные, связанные с какими-либо неисправностями или особенностями эвакуации экипажа).

6. Для Гидрометеоцентра – заявки на прогноз погоды в предполагаемых районах посадки спускаемых КА.

7. Для средств моделирования полета – заявки на моделирование полета для идентификации возникших неисправностей или

разработки рекомендаций по управлению в непредусмотренных нештатных ситуациях.

Входящая информация ЦУП

1. Со станций слежения – потоки телеметрической информации, квитанции (подтверждающие сигналы) о приеме на борту КА переданных УВ, телевизионная и телефонная информация с борта КА, данные траекторных измерений, сообщения о состоянии технических средств приема и передачи информации на станциях слежения.

2. С космодрома – сведения об исходном состоянии систем КА перед стартом и перечень замечаний к работе бортовых систем, отмеченных в процессе наземных испытаний при подготовке к полету.

3. Из центра обработки научной информации – предварительные результаты обработки научной телеметрической информации. Эти данные используют для корректировки в случае необходимости программы бортовых экспериментов или изменения методик и проведения.

4. Из центра обработки медицинской информации результаты анализа состояния здоровья экипажа и рекомендации по профилактическим мероприятиям, изменению режима труда и отдыха, программы медико-биологических исследований на борту КА.

5. От поисково-спасательного комплекса перед спуском КА с орбиты – сведения о размещении и готовности средств поиска и спасения на трассе посадки, непосредственно на участке спуска – данные с самолетных, вертолетных и морских средств по наблюдению за приземлением (приводнением), из района посадки – данные по состоянию здоровья и порядку эвакуации экипажа.

6. Из Гидрометеоцентра – прогноз погоды по планируемым районам наблюдения земной поверхности и плотность облачного покрова, прогноз погоды по районам посадки.

7. Со средств моделирования полета – результаты моделирования полетных ситуаций.

Приведенное описание информационных связей ЦУП достаточно полно характеризует входящую и исходящую информацию всех элементов системы управления и привлекаемых служб.

Главная оперативная группа управления, размещаемая в ЦУП, является основным интеллектуальным элементом НКУ, осуществ-

ляющим все основные компоненты процесса управления полетом (планирование, выполнение плана, контроль полета, принятие и обеспечение решений в нештатных ситуациях), поэтому правильная организация его работы – непреложное условие высокой эффективности функционирования АСУ КП в целом.

Согласно теории управления сложными системами и процессами, система управления полетом КА может быть дана в стратифицированной форме, отличной от представленной на рис. 1.4 по составу ее компонентов (подсистем) в основных звеньях контура управления полетом.

Подсистема наблюдения и оценивания (контроля полета) позволяет определить текущие значения параметров состояния объекта управления и на их основе – операторы динамических процессов, протекающих в ОУ. Она состоит из средств измерения и передачи значений параметров (датчиково-коммутационной аппаратуры КА, бортовых и наземных радиосистем) и оценивающего звена (наземные ЭВМ, персонал управления полетом, бортовая ЭВМ и экипаж КА).

Решающая подсистема устанавливает и реализует управляющую функцию, приводящую процесс к заданной цели. Эта подсистема на Земле представлена руководителем полета и группой планирования, на борту пилотируемого КА – его экипажем, на автоматических – БВС БКАУ. В задачу подсистемы входит оперативное планирование полета и принятие решений по результатам оценки состояния управляемого процесса.

Исполнительная подсистема подготавливает и осуществляет воздействия на полет как на управляемый процесс. Подсистема состоит из наземного персонала с необходимыми средствами КПО, выполняющего формирование и выдачу на борт ПККА УВ в соответствии с планом полета и принимаемыми решениями, из экипажа и БКАУ пилотируемого КА (на автоматических КА – из БКАУ) и средств выдачи команд.

Упрощенная организационная структура АСУ КП приведена на рис. 1.9. Стрелками показаны логические связи подсистем в ходе управления полетом.

В зависимости от сложности процесса и иерархии его целей система управления может иметь 2-, ..., n -уровневую структуру.

Практика эксплуатации пилотируемых КА показывает, что для управления их полетом больше подходит двухуровневая система, сохраняющая основные особенности многоуровневых.

В двухуровневой системе управления предусмотрен один элемент первого уровня – так называемый координатор (решающая подсистема на рис. 1.9), а остальные элементы (подсистемы наблюдения и оценивания и исполнительная) относятся ко второму уровню. В существующей системе управления полетом функции координатора выполняют руководитель полета и подчиненный ему персонал. Возможности двухуровневой системы управления в полной мере проявляются в особенностях функционирования координатора, решающего перечисленные ниже задачи.

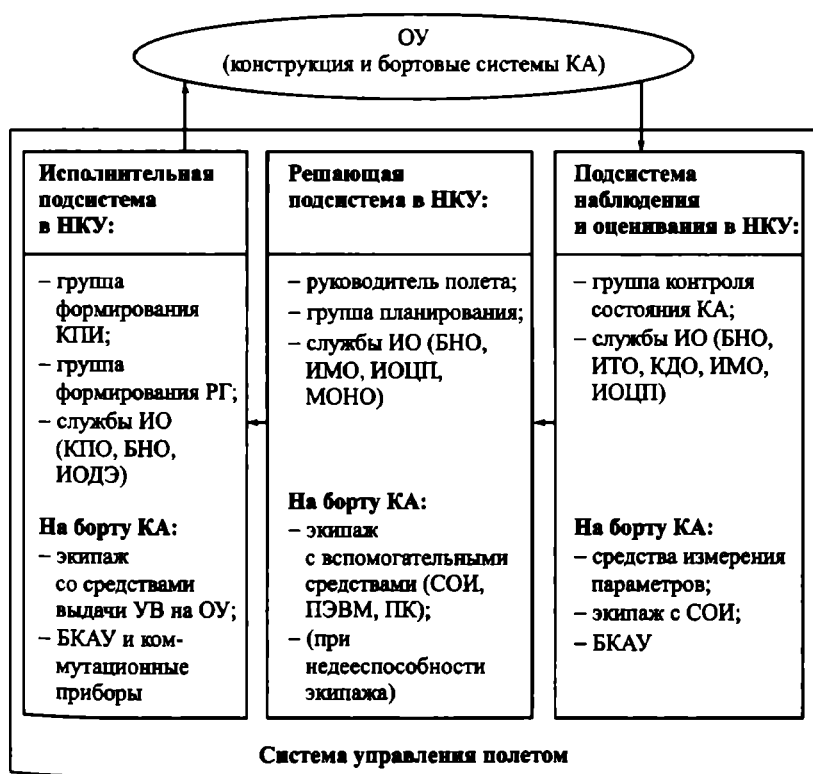


Рис. 1.9. Упрощенная организационная схема контура автоматизированного управления КП

1. Декомпозиция функции цели на совокупность подцелей, реализуемых управляемыми элементарными процессами, проходящими на КА. Решение этой задачи возможно лишь в том случае, если координатору известны векторы состояния каждого из слагаемых элементарных процессов и имеется возможность оценивать (прогнозировать) их значения на заданных терминальных моментах времени. При этом с помощью моделей элементарных процессов координатор должен прогнозировать состояние сложного процесса.

2. Одновременно с распределением подцелей между элементарными процессами производить распределение ресурсов между системами управления этими процессами (упомянутые системы принадлежат второму уровню АСУ КП).

После того как задания для каждой системы КА или каждого элементарного процесса сформулированы, работа этих систем, а также всех систем наблюдения за процессом, осуществляется независимо от координатора. Управление и контроль осуществляются вторым уровнем АСУ КП. Тем не менее координатор должен постоянно следить за ситуацией и при необходимости (если развитие событий отличается от запланированного) осуществлять корректировку целей и соответственно заданий для систем управления элементарными процессами. Необходимость наблюдения вызвана наличием в их числе динамических систем, в которых может произойти непредвиденный переход к нештатному состоянию или режиму, а также ошибками и сбоями в работе систем управления и слежения за элементарными процессами.

В соответствии с указанными принципами целесообразна двухуровневая схема организации так называемой главной оперативной группы управления (ГОГУ), персонал которой ответствен за все компоненты процесса управления полетом.

К первому (высшему) уровню в структуре ГОГУ, представляющему собой решающую подсистему АСУ КП, принадлежат руководитель полета с заместителями по основным направлениям, сменные руководители полета со своими заместителями и группа планирования (в ГОГУ орбитальной станции «Салют» входили группа долгосрочного и краткосрочного планирования и группа оперативного планирования).

Ко второму уровню структуры ГОГУ принадлежат группы подсистем наблюдения и оценивания и исполнительной.

Подсистема наблюдения и оценивания включает группы:

- сбора и обработки телеметрической информации;
- анализа работы бортовых систем КА;
- анализа и подготовки научных и прикладных экспериментов;
- оперативного медицинского контроля состояния экипажа;
- анализа работы средств командно-измерительного комплекса;
- баллистических расчетов (баллистическая группа) по определению и оценке фактических параметров орбиты КА;
- связи с экипажем для получения и обработки сообщений от него о его состоянии и выполнении полетных операций.

Исполнительная подсистема включает группы:

- автоматизированной разработки УВ;
- реализации УВ;
- баллистическую по расчету параметров орбиты на предстоящих этапах полета, параметров необходимых маневров, баллистической информации, необходимой для планирования полета и т. д.;
- связи с экипажем для передачи заданий, указаний и рекомендаций, ответов на вопросы.

Кроме того, в состав ГОГУ входят следующие группы, обеспечивающие круглосуточную работу программно-технических средств ЦУП, используемых в оперативной работе:

- обслуживания ИВК ЦУП;
- обслуживания средств отображения ЦУП;
- внутренних связей ЦУП.

Организационная схема ГОГУ представлена на рис. 1.10. Приведенная схема показывает структуру организации одной смены ГОГУ орбитальной станции «Салют-6». (При управлении полетом пилотируемого орбитального комплекса ЦУП работает круглосуточно, поэтому таких смен несколько.)

При длительности полета более 10 сут персонал управления работает обычно в четыре-пять смен, при управлении кратковременными полетами (до 10 сут) возможна работа в три смены. Продолжительность каждой смены зависит от интенсивности и цикличности выполняемых полетных операций.

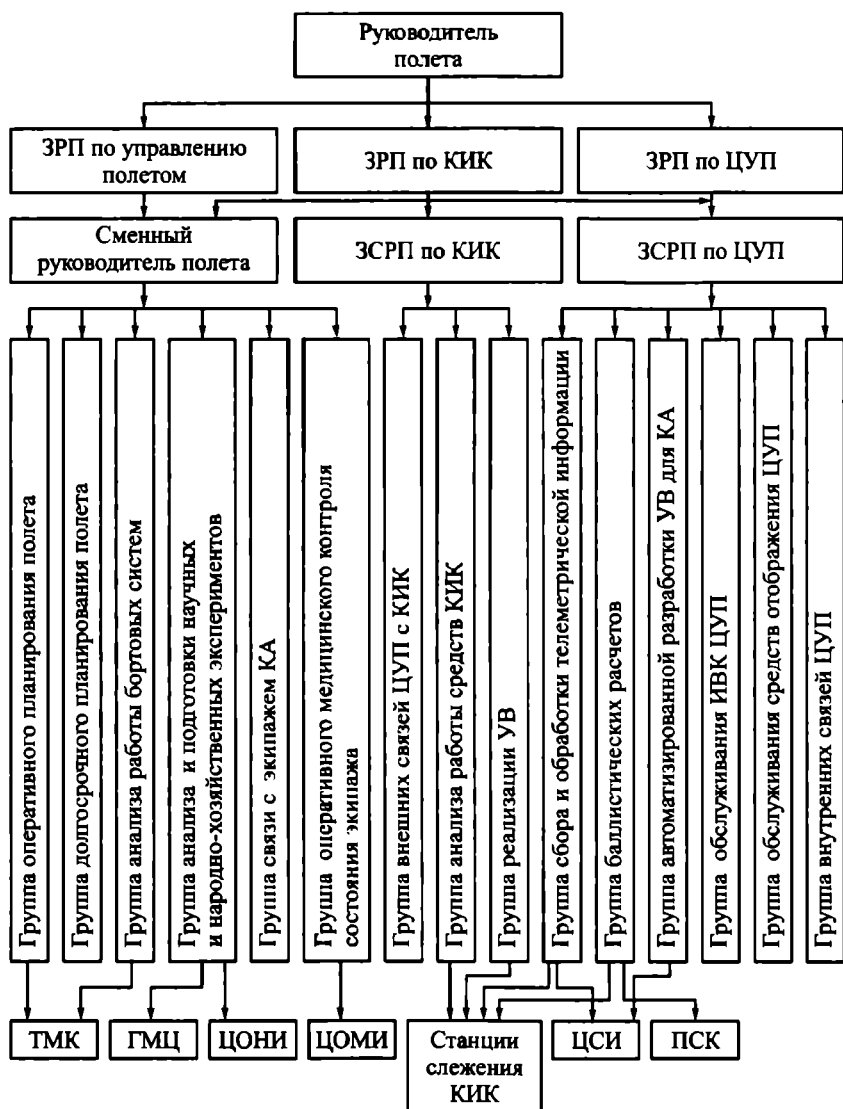


Рис. 1.10. Организационная схема ГОГУ:

ЗРП – заместитель руководителя полета; ЗСРП – заместитель сменного руководства полета; ТМК – телеметрический комплекс; ГМЦ – Гидрометеоцентр; ЦОНИ – центры обработки научной информации; ЦОМИ – центр обработки медицинской информации; ЦСИ – центр сбора информации; ПСК – поисково-спасательный комплекс

Руководство всем персоналом и принятие срочных стратегических решений по управлению полетом при возникновении быстрой нештатной ситуации (например, отмена важной целевой операции или стыковки транспортного корабля со станцией либо срочный спуск экипажа с орбиты) осуществляет руководитель полета (РП), который обычно имеет заместителей (ЗРП): одного – по управлению полетом в целом и ряд решающих оперативные вопросы и осуществляющих подготовку специалистов и технических средств по отдельным направлениям: КИК, ЦУП, БКАУ и т. п.

Заместитель РП по управлению КА исполняет обязанности руководителя в случае его отсутствия в ЦУП, а ЗРП по НКУ и ЦУП руководят работой персонала и средств КИК и ЦУП (долговременные заявки на использование средств КИК, определение порядка регламентных работ на средствах КИК и ЦУП, изменение регламента в нештатных ситуациях).

Оперативное руководство управлением полета осуществляется сменным руководителем полета (СРП), координирующим также работу средств КИК и ЦУП через заместителей в смене. В нештатных ситуациях, связанных с безопасностью экипажа и требующих принятия срочных мер в ходе сеанса связи, а также при отсутствии в ЦУП руководителя полета СРП может принимать и стратегические решения по управлению.

В смене, обеспечивающей управление полетом орбитальной станции, несколько групп персонала подчинены непосредственно СРП, а остальные – через заместителей по КИК и ЦУП. Функции и взаимодействие некоторых групп описаны ниже.

В группе оперативного планирования разрабатывается детальный план полета на текущие сутки с учетом плана, подготовленного группой долгосрочного планирования, и фактического состояния КА и средств КИК и ЦУП. Готовятся программы каждого сеанса связи текущих полетных суток и радиограммы экипажу.

Группы долгосрочного и краткосрочного планирования готовят соответствующие планы, собирают и систематизируют заявки других групп ГОГУ на полетные и наземные операции.

Оценка работы бортовых систем КА, выработка рекомендаций для групп планирования по дальнейшему использованию бортовой аппаратуры проводится в группе анализа работы бортовых систем. Эта группа совместно с группой оперативного планирования при

необходимости готовит задания для комплексных наземных стендов по моделированию полетных операций и идентификации отказов.

Группа анализа и подготовки научных и прикладных экспериментов ответственна за работу научной и прикладной аппаратуры КА. Она же по предварительным результатам выполненных экспериментов дает рекомендации группам планирования по корректировке программы бортовых исследований. Через эту группу организуется связь ЦУП с центрами обработки научной информации и с Гидрометеоцентром.

Группа связи с экипажем КА в соответствии с планом сеанса связи, составленным в группе оперативного планирования, ведет непосредственно переговоры с экипажем.

Группа оперативного медицинского контроля осуществляет оперативную оценку состояния экипажа КА, готовит при необходимости рекомендации для группы оперативного планирования по изменению режима дня космонавта, проведению лечебных или профилактических мероприятий, для группы долгосрочного планирования – рекомендации по дополнительным медицинским исследованиям. Через эту группу осуществляется взаимодействие ЦУП с центром обработки медицинской информации по детальному анализу и прогнозу состояния экипажа.

Работу перечисленных групп в каждой смене координирует СРП.

Согласованием действий следующих групп занимается ЗСРП по КИК.

Группа реализации УВ передает программу сеанса связи на станции слежения и контролирует выдачу радиокоманд.

Группа анализа работы средств КИК отвечает за состояние приемопередающих систем выделенных станций слежения и при необходимости готовит рекомендации группам планирования по изменению состава наземных средств, привлекаемых к управлению.

Группа внешних связей КИК контролирует состояние связи всех станций слежения с ЦУП и готовит предложения по коррекции состава каналов связи, используемых для передачи полетной информации.

Работа остальных групп координируется ЗСРП по ЦУП.

Группа сбора и обработки телеметрической информации организует взаимодействие ЦУП со станциями слежения и контролирует

качество каналов связи ЦУП со станциями слежения, обеспечивает ее автоматизированную обработку в ИВК ЦУП.

Группа баллистических расчетов в соответствии с планом полета рассчитывает орбиту КА, обеспечивает ЦУП необходимой баллистической информацией (например, о зонах связи с КА, светотеневой обстановке на орбите и т. д.). Эта группа выполняет также вычисления по маневрам КА и сходу с орбиты, передает в группу оперативного планирования время выдачи, направление и значения требуемых приращений скорости. Она же контролирует качество траекторных измерений, поступающих в ЦУП со станций слежения, и, если необходимо, направляет заявки в группу планирования на проведение дополнительных траекторных измерений.

Группа автоматизированной разработки УВ, основываясь на программе сеанса связи, формирует массивы радиокоманд в ИВК ЦУП и управляет передачей их в ИВК станций слежения для последующей автоматической выдачи команд по входу КА в зону связи.

Следующие три группы – обслуживание ИВК, средств отображения (индивидуальных и коллективных) и внутренних связей ЦУП – обеспечивают и организуют надежное функционирование технических средств.

Помимо специалистов ГОГУ в ЦУП работает персонал, обеспечивающий проектирование, развитие, установку и отладку программно-технических средств, общего математического обеспечения, надзор за его состоянием в период эксплуатации и др.

Работа РП, его заместителей, сменных руководителей и руководителей групп ГОГУ в отличие от обычного администрирования характеризуется тем, что каждый из них в отдельные моменты времени выполняет и операторские функции. Такой руководитель наряду с постановкой задачи и контролем ее выполнения должен одновременно держать в поле зрения основную информацию о ходе полета и состоянии КА. Руководитель полета (или СРП) в ответственных или критических ситуациях самостоятельно выходит на связь с экипажем КА или поручает ведение связи с экипажем члену группы, специализирующемуся по вопросу, который возник у космонавтов и требует срочного решения.

Достаточно узкая специализация в группах, с одной стороны, способствует принятию квалифицированного решения, а с другой – такое разделение функций предполагает большее доверие

между членами и руководителями групп, четких и согласованных действий каждого специалиста.

Работа смен ГОГУ обычно подчиняется заранее оговоренной циклограмме обмена данными между группами, элементами системы управления полетом и службами. Для орбитальных полетов цикл операций работы персонала смены составляет время, кратное продолжительности витка. В зависимости от типа КА и этапа его испытаний (первые опытные полеты, подготовка к эксплуатации, реальные научные и прикладные исследования) этот цикл может быть витковым, двухвитковым и больше. Витковый цикл более напряжен, чем другие, и соответствует начальному этапу испытаний КА, более продолжительные циклы – последующим этапам.

Каждая смена ГОГУ стремится управлять полетом с минимальными отклонениями от запланированной программы. При возникновении НС главное – максимально быстро просчитать возможности выхода из нее, стараясь использовать заранее подготовленные, задокументированные и неоднократно оттренированные операции, так как над этими вариантами НС работали на протяжении всей подготовки к полету и в них учтены все детали работы систем корабля и наземных служб.

Если же в полете возникает непредусмотренная НС, то задача ГОГУ – разработать за короткое время (за часы, а иногда и за минуты) все детали нового варианта программы и выдать необходимые указания экипажу и наземным службам. В случаях, когда критическим фактором является время выработки решения, возникает потребность в простых и достаточно грубых решениях. Искусство специалистов по управлению полетом заключается в том, чтобы эффективность принятого грубого решения находилась в допустимых пределах [44].

Глава 2

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЦИОНАЛИЗАЦИИ СТРУКТУРЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ И РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ФУНКЦИЙ МЕЖДУ ЕЕ ЭЛЕМЕНТАМИ

2.1. ЭВОЛЮЦИЯ ФУНКЦИЙ И ЗАДАЧ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Основные черты бортовых и наземных средств управления полетом первых пилотируемых КА были достаточно четко обозначены в 1961–1966 гг. – на этапе проектирования космических кораблей «Восток» и «Восход» и начала подготовки к летным испытаниям корабля «Союз».

Как отмечалось ранее, выбранный принцип комбинированного управления предполагал необходимость разделения АСУ КП на БКУ и НКУ, функционально единые в решении задач управления. Применительно к пилотируемым КА равноправным элементом АСУ КП является также и экипаж, образующий совместно с БКАУ бортовой контур управления.

Бортовой контур управления включал следующие средства: СУБК – систему управления бортовым комплексом; БРТК – бортовой радиотехнический комплекс (в том числе систему командной радиолинии, сбора и передачи телеметрической информации, траекторных измерений, телефонной связи, передачи телевизион-

ной информации); СОИ и ОРУ – системы отображения информации и органов ручного управления.

Перечисленные подсистемы БКУ совместно с системами жизнеобеспечения, энергоснабжения, терморегулирования и управления движением представляли собой комплекс служебных систем пилотируемых КА.

Бортовой радиотехнический комплекс состоял из ряда независимых радиолиний, каждая из которых служила для обмена информацией определенного вида с НКУ.

Наземные измерительные пункты (НИП) КИК были созданы в виде разнесенных по всей территории СССР (от западных границ до Камчатки) станций слежения, оборудованных независимыми радиосредствами. При этом стационарные наземные средства контроля и управления дополнялись подвижными (плавающими) пунктами в виде кораблей слежения, размещенных в акватории Мирового океана.

На начальном этапе космических полетов для проведения летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) оперативные группы, формируемые из сотрудников Центрального конструкторского бюро экспериментального машиностроения (ЦКБЭМ), в которое было переименовано ОКБ-1 (сегодня эта организация известна как РКК «Энергия» им. С.П. Королева), располагались на НИП.

На следующем этапе (1967–1971) – ЛКИ корабля «Союз», подготовка и беспилотные полеты КА «Зонд» (предназначавшихся для пилотируемого облета Луны) – основные подходы к решению задач построения средств управления не изменились принципиально, но существенно увеличились объемы перерабатываемой информации. Это повлекло за собой необходимость автоматизации вычислительных процессов и более полного обмена данными, получаемыми на разных НИП, поэтому было принято решение об организации на базе станции слежения вблизи Евпатории центра управления пилотируемыми полетами (ЦУП-Е), оснащенного достаточно высокопроизводительными для того времени ЭЦВМ типа М-220. Создание ЦУП-Е обеспечивало оперативное получение с борта КА телеметрической информации на тех суточных витках, на которых, согласно программе полета, выполнялись основные динамические операции. Организацией оперативного управления полетами занимались специалисты ЦКБЭМ.

На очередном этапе развития пилотируемых полетов (1971–1976) – создание и начало полетов орбитальных пилотируемых станций типа «Салют», подготовка и испытания модифицированного транспортного корабля «Союз-Т» – появились новые, более сложные задачи. Первую возможность их решения специалисты по управлению полетами получили в 1971 г. в ходе эксплуатации станции «Салют-1». Главная оперативная группа управления полетом размещалась в ЦУП-Е. Пилотируемый полет станции продолжался менее месяца и выявил многие недостатки в подготовке и решении основных задач управления.

При переходе к более продолжительным полетам потребовалось не только решить ряд технических проблем, но и провести некоторые организационные мероприятия. Серьезное испытание специалистам готовил в 1973 г. полет следующей станции, разработанной в ЦКБЭМ. Станция после выведения на орбиту фактически была потеряна из-за ошибочных проектных решений, принятых по двигательной установке и бортовой системе управления ориентацией, частично из-за ошибок при управлении полетом. Эта неудача явилась тяжелым ударом. Тем не менее обсуждаемый период развития как методологии, так и средств управления полетом оказался во многом определяющим для развития космонавтики вообще.

Во-первых, претерпела изменение концепция развития БКУ, что особенно четко прослеживается на примере корабля «Союз-Т». Если раньше построение систем управления «Союзами» осуществлялось на базе аналоговой техники (релейных и аналоговых устройств), то в БКУ «Союз-Т» появляется БЦВМ, т. е. происходит переход к дискретным системам управления. При этом обеспечивалось и существенное расширение функций БКУ, на который помимо решения задач управления движением возлагались также контроль и диагностика приборов системы управления движением.

Во-вторых, существенно возросли возможности средств передачи, централизованного сбора и обработки телеметрической информации.

В-третьих, нашло практическое применение для связи НИП с ЦУП спутниковых систем передачи информации на базе КА типа «Молния». В этих условиях дальнейшее развитие комплекса управления полетами не требовало привязки ЦУП к территории одной из

станций слежения. Поэтому принимается решение о разработке, создании и вводе в строй специализированного ЦУП в координационно-вычислительном центре на территории ЦНИИмаш в подмосковном Калининграде (ЦУП-М). В ЦКБЭМ было организовано специальное подразделение управления космическими полетами. В его состав входили четыре отдела, специализировавшихся на планировании и оперативном управлении полетом, анализе работы бортовых систем КА, создании и эксплуатации комплексных моделирующих стендов для тренировок космонавтов и персонала управления, подготовки космонавтов-бортинженеров и разработки бортовых инструкций для экипажа.

Полет станции «Салют-4» в 1975 г. осуществлялся одновременно с советско-американским проектом [6] по программе ЭПАС (экспериментальный полет «Аполлон» – «Союз», ГОГУ которого находилась в ЦУП-М). Главный зал управления (ГЗУ), т. е. основная рабочая зона ГОГУ, был оборудован специальными рабочими местами с телевизионными мониторами и средствами оперативно-командной связи. ГОГУ полетом станции «Салют-4» находилась еще в ЦУП-Е.

Начиная с КК «Союз-22» (15–23 сентября 1976 г.), ГОГУ при запусках всех КА, созданных в НПО «Энергия», работала в ЦУП-М. ЦУП-Е использовался, как дублирующий. Для оперативного управления полетом КА в ЦУП-М предусматривалась возможность одновременного использования до четырех залов управления. В качестве центральных ЭВМ информационно-вычислительного комплекса ЦУП-М до 1975 г. использовались вычислительные комплексы «Урал-11 – БЭСМ-6», а с 1975 по 1977 г. – «АС – БЭСМ-6». Во время выполнения полетов станции «Салют» это давало возможность обработки в реальном масштабе времени одновременно до трех полных потоков телеметрической информации, поступающей со станции слежения.

Этап 1977–1985-х годов ознаменовался подготовкой и проведением полетов орбитальных комплексов второго поколения «Салют-6» – «Союз» – «Прогресс» и «Салют-7» – «Союз-Т» – «Прогресс» с заменой пилотируемого транспортного корабля в структуре комплекса на «Союз-Т».

Существенной особенностью этого этапа стало перераспределение приоритетов в области разработки технических средств и

математического обеспечения управления полетами в пользу последнего. При этом особое внимание уделялось вопросам создания МО командно-программного управления и планирования полета, а также БНО научных и прикладных исследований, проводимых на борту КА. Устаревшая вычислительная техника ЦУП на базе БЭСМ-6 была заменена на более современные «Эльбрусы».

В дальнейшем от централизованной схемы построения вычислительного комплекса ЦУП перешли к структуре кластеров специализированных серверов с периферийными рабочими местами. Последний этап, начавшийся в 1985 г., связан с подготовкой ЛКИ и проведением долговременного полета станции «Мир», а позднее МКС, относящихся к ОК третьего поколения, одним из основных отличительных признаков которых является модульный принцип построения.

Таким образом, к 1981–1982 гг. на основе сложившейся структуры были в основном решены проблемы автоматизации определяющих задач управления полетом в НКУ: планирования и командно-программного управления, БНО, обработки и анализа ТМИ. Применительно к БКУ были принципиально решены (к сожалению, не реализованы) вопросы автономного БНО и бортовой диагностики работы систем и аппаратуры КА.

К этому времени становится все более очевидным, что выделяемых ресурсов недостаточно для удовлетворения всех возникающих проблем раздельной автоматизации процессов управления в БКУ и НКУ.

В 1990-х годах усложнение целевых задач, решаемых пилотируемыми КА, увеличение сложности конструкции самих аппаратов и комплексов, возросшее количество обрабатываемой полетной информации потребовало, особенно в условиях ограниченности ресурсов, смещения центра тяжести разработок по оптимизации процессов и средств управления космическими полетами в область совершенствования технологий и программно-математического обеспечения БКУ и НКУ в составе единой АСУ КП.

Следует, однако, подчеркнуть, что эта работа велась в рамках сложившейся структуры, поскольку минимизация затрат и сроков модернизации требовали учета и максимального использования существовавших методов и средств управления полетом.

В этих условиях оптимизация распределения функций между БКУ и НКУ в рамках единой АСУ КП, а тем более обоснование ее рациональной структуры, носили скорее эвристический характер, основывающийся на здравом смысле и накопленном практическом опыте.

2.2. ПРИНЦИПЫ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ СТРУКТУР НАЗЕМНОГО КОНТУРА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

Наличие обоснованно сформулированных функций НКУ еще не определяет однозначно соответствующую им структуру. Очевидно, что выполнение одной и той же совокупности функций может быть обеспечено системами разной структуры. При этом под *структурой* понимается не просто состав функциональных элементов (средств) и их связей, но и архитектура элементов более низкого иерархического уровня (информационно-вычислительного комплекса, средств связи и отображения информации).

Более того, в это обобщенное понятие входит и функционально зависящая от технических средств информационно-функциональная структура, элементами которой, как уже отмечалось, являются:

- планирование полета;
- информационно-телеметрическое обеспечение управления;
- контрольно-диагностическое обеспечение управления;
- баллистико-навигационное обеспечение;
- командно-программное обеспечение и его моделирование.

При этом, на что уже тоже обращалось внимание, задача выбора рациональной структуры НКУ АСУ КП осложняется консервативным характером материальной части и уже сложившейся структуры НКУ, наличием устаревшего оборудования и далеким от оптимального уровнем существующего информационного (прежде всего математического) обеспечения. В рамках подобной постановки задача в принципе не может иметь строго оптимального решения.

Тем не менее при подготовке новой космической программы необходимо в соответствии с возросшими требованиями к АСУ КП

выбирать ее рациональную (в идеале оптимальную) структуру, конечно, с учетом частичного использования существующей.

Помимо этого наличие множества возможных решений, удовлетворяющих условию выполнения формализованной совокупности функций, не может рассматриваться как благо, поскольку каждое решение из указанного множества будет характеризоваться своим значением комплексного критерия «эффективность – стоимость», попытки же поиска его экстремума представляются бесперспективными.

В процессе развития космических полетов (не только пилотируемых, но и беспилотных) при появлении новых типов специализированных КА наземные средства управления старались располагать по возможности на уже имеющихся станциях слежения созданной в СССР в конце 1950-х – начале 1960-х годов уникальной наземной информационно-измерительной инфраструктуры.

Естественно, расширение сети НИП при этом происходило медленнее, чем увеличение номенклатуры и числа используемых КА.

В начальный период БКУ и НКУ развивались в достаточной степени автономно, причем решение задач управления обеспечивалось относительно независимыми специализированными средствами.

Тогда же были воплощены в жизнь два, казалось бы, незыблемых принципа управления космическим полетом:

- комбинированное управление;
- приоритеты модификаций БКУ и НКУ.

Сущность первого принципа заключается в сочетании следующих управляющих звеньев в контуре управления полетом:

- главной оперативной группы управления, которой отводится основная «идеологическая» функция командного управления;
- бортового комплекса средств автоматического управления;
- экипажа (для пилотируемых аппаратов).

Реализация принципа комбинированного управления, базирующегося на разработанном плане полета, предполагает передачу в БКАУ обобщенных УВ в виде программ управления, кодированных заданий на запланированные операции и т. д. БКУ в соответствии с логикой работы преобразовывает обобщенные УВ в конкретные команды, выдаваемые в определенной временной последовательности на бортовые системы и аппаратуру КА. Функции контроля состоя-

ния аппаратуры и систем КА и принятия решения о реакции на его отклонение от нормы могут выполняться как НКУ, так и БКУ.

Характерной особенностью схемы, реализующей обсуждаемый принцип, является то, что обмен информацией между ЦУП и КА ведется отдельными сеансами, продолжительность которых определяется ограниченностью зон радиовидимости либо необходимостью работы ЦУП одновременно с несколькими однотипными аппаратами.

Применительно к пилотируемым полетам на экипаж КА возлагаются функции частичной подмены функций ГОГУ на автономных, не контролируемых НКУ, участках орбиты.

Распределение функций управления между НКУ, БКУ и экипажем в разных полетных ситуациях обычно происходит с учетом требований максимальной надежности управления и обеспечения высокой эффективности полета.

Принцип приоритетов, получивший наиболее широкое распространение при раздельном совершенствовании БКУ и НКУ, предполагал более интенсивное изменение (модернизацию) бортовых средств управления КА по сравнению с наземными. Объясняется это более длительным периодом жизненного цикла НКУ по сравнению с БКУ.

Аксиоматическая незыблемость указанных принципов управления космическим полетом орбитальных средств первых поколений, хотя по инерции все еще остается доминирующей особенно в практике пилотируемой космонавтики, претерпевает переоценку с момента принятия концепции совместной разработки БКУ и НКУ в рамках единой интегрированной автоматизированной системы управления космическим полетом.

Если ориентироваться на изложенный выше принцип приоритетов, которым руководствовались при создании АСУ КП первого поколения, то станет очевидным, что в лучшем случае в рамках подобного подхода может быть получена рациональная, причем в некотором неопределенном смысле (в силу невозможности получения Парето-оптимальной системы при множественной неопределенности ограничений и граничных условий), структура.

Иначе обстоит дело при попытке оптимизации структуры НКУ применительно к конкретному типу КА. В принципе подобный подход имеет право на существование и вполне реализуем по ана-

логии с синтезом в определенном смысле оптимальных структур БКУ, которые удовлетворяют требованиям по качеству решения задач, вытекающих из анализа их целевых функций. Последний подход получил в ряде источников название выбора целевой структуры АСУ КП.

Естественно, множество современных КА не может ориентироваться при управлении полетом на аналогичное множество НКУ.

В предельном случае можно лишь ожидать создания целевых НКУ для отдельных типов достаточно крупных группировок КА, причем средства и функции соответствующих НКУ должны быть взаимодополняющими (резервирующими) при обслуживании КА разного назначения.

Справедливости ради, следует отметить, что подобный вывод был сделан еще в 1979 г. [1].

Подводя итоги изложенному, заключаем, что подход, базирующийся на выборе целевой структуры АСУ КП [41, 45], наиболее рационально использовать при поиске решений по структуре ЦУП узкоспециализированного типа КА и выработке требований к составу станций слежения.

Подход, базирующийся на создании структуры на основе организационных мер и объединения существующих элементов информационно-управляющей системы, в лучшем случае дает возможность определить приемлемый состав средств станций слежения, в том числе при наличии спутниковой связи.

В целом совместное рассмотрение указанных направлений с учетом существующих средств НКУ дает шанс получить приемлемое решение по рациональной структуре ЦУП, средствам НИП и каналам связи.

Перейдем к краткому рассмотрению основных элементов НКУ.

Главенствующую роль в его структуре, как уже отмечалось, выполняет ЦУП. Применительно к пилотируемым полетам существует практика использования единого ЦУП, а стремление к специализации различных типов пилотируемых КА за счет выбора целевой структуры достигалось организацией в ЦУП специализированных секторов управления.

Обобщенная схема средств ЦУП приведена на рис. 2.1. Основным вопросом выбора состава и связей ЦУП является определение структур ИВК, СОИ, узла связи, секторов управления разными

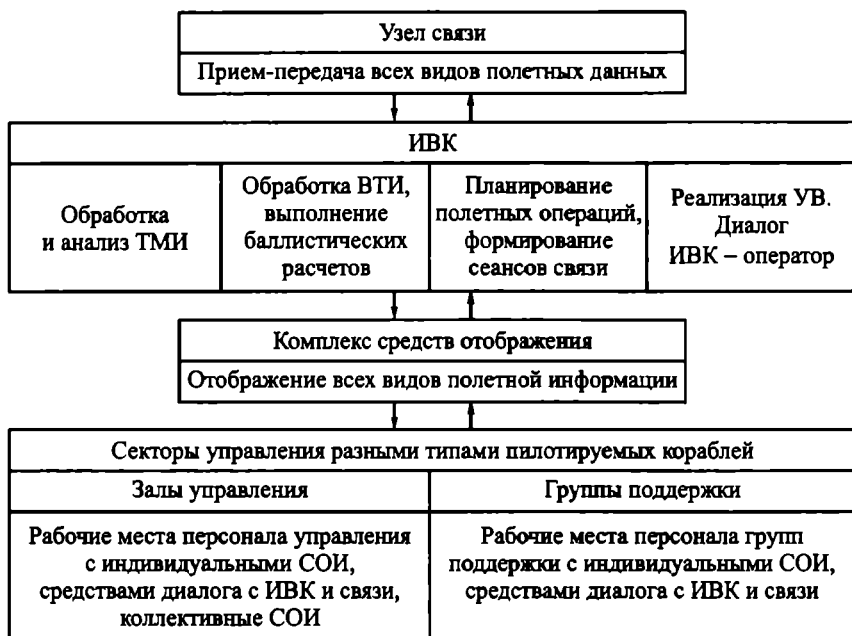


Рис. 2.1. Обобщенная функциональная схема средств ЦУП

типами пилотируемых КА. Архитектура ИВК ЦУП может быть как централизованной, так и распределенной. Информационно-вычислительный комплекс с распределенной структурой более надежен, поэтому такой схеме в последнее время отдается предпочтение.

Центр управления полетом как центральное звено НКУ должен иметь следующие основные информационные связи: с КА, центром управления и пунктами ретрансляции спутниковой системы контроля и управления, центром комплексного моделирования, центром обработки научной и прикладной информации, полигонным измерительным комплексом, поисково-спасательным комплексом, Гидро-метеоцентром.

Наиболее сложную конфигурацию имеют информационные связи ЦУП и станций слежения НКУ.

Рациональное число и размещение станций слежения НКУ устанавливается из условия минимально необходимой продолжительности видимости пилотируемого КА с поверхности Земли.

Однако НКУ, ориентированный только на систему наземных станций слежения, будет в любом случае обладать существенным недостатком, связанным с обеспечением весьма малого значения (порядка 0,1) коэффициента глобальной связи (КГС), характеризующего отношение времени возможного радиоконтакта с КА к общему времени полета.

Спутниковая система контроля и управления полетом способна существенно увеличить значение КГС. В частности, при использовании лишь одного спутника-ретранслятора на геостационарной орбите КГС может быть увеличен примерно в пять раз. С целью получения максимально полного представления о структуре и технических характеристиках основных систем НКУ рассмотрим состав наземного комплекса управления орбитальным комплексом «Мир».

В него входили следующие компоненты:

- ЦУП;
- КИС, распределенные по наземным станциям слежения, так называемым командно-измерительным пунктам (КИП, или, что то же самое, НИП);
- ССКУ;
- ССПД, в которую кроме конечных устройств входили наземные каналы связи и СССР.

Наземный комплекс управления станции «Мир» создавался исходя из следующих предпосылок:

- максимальное использование ранее разработанных наземных средств управления КА;
- достижение унификации наземных средств управления различными типами КА, входящих в состав орбитального комплекса;
- возможность одновременного управления несколькими КА, как при автономном полете, так и в составе орбитального комплекса.

Особенность построения комплекса «Мир» – наличие в его составе нескольких типов КА, имеющих собственные средства управления с Земли. К ним относились:

- базовый блок станции;
- астрофизический модуль «Квант»;
- целевые модули:
- модуль дооснащения «Квант-2»;

- стыковочно-технологический модуль «Кристалл»;
- научный модуль «Спектр»;
- научный модуль «Природа»;
- транспортный космический корабль «Союз-ТМ»;
- грузовой транспортный корабль «Прогресс-М».

Стыковочный отсек, входивший в состав станции, не имел собственных средств управления с Земли.

Состав средств управления КА орбитального комплекса «Мир» приведен в табл. 2.1.

Таблица 2.1

Средства управления КА орбитального комплекса «Мир»

Система	Космический аппарат					
	«Мир» (базовый блок)	«Квант»	«Квант-2», «Кристалл», «Спектр», «Природа»		«Союз»	«Прогресс»
			СтБ	СлБ		
Прием КПИ	«Квант-В»	«Квант-В»		«Куб-Контур»	«Квант-В»	«Квант-В»
РКО	«Квант-В» 38Г-6			«Куб-Контур»	«Квант-В»	«Квант-В»
Передача ТМИ	БР-9-ЦУ-5 БИТС-2-3 «Квант-В»	БР-9-ЦУ-3 БР-9-ЦУ-5 «Квант-В»	БИТС-2-3	БР-9-ЦУ-8	БР-9-ЦУ-3	БР-9-ЦУ-3

Как следует из табл. 2.1, основным средством приема КПИ от НКУ служила радиосистема «Квант-В». Передача КПИ, прием ТМИ, квитанций, сигналов радиоконтроля орбиты на Земле осуществляли наземные радиотехнические комплексы (НРТК) «Квант-П», расположенные по трассе полета КА в составе КИП НКУ.

Однако для служебных бортовых систем целевых модулей станции была использована другая командно-измерительная система (КИС) – «Куб-Контур». Эта система служила единственным средством для приема КПИ с Земли на этапе автономного полета

модулей, до стыковки с базовым блоком станции «Мир». Применение разных средств управления позволяло одновременно выдавать команды на несколько КА.

Центр управления полетом обеспечивал функционирование следующих технических и программных средств:

- ТМО – телеметрический информационно-вычислительный комплекс;
- КПО – командный информационно-вычислительный комплекс;
- БНО – баллистический информационно-вычислительный комплекс;
- коллективных СОИ;
- индивидуальных СОИ;
- средств внутренней командно-оперативной связи.

В ЦУП размещалась главная оперативная группа управления:

- оперативные группы управления транспортными кораблями «Союз-ТМ», «Прогресс-М»;
- оперативные группы управления модулями «Квант-2», «Кристалл», «Спектр», «Природа»;
- службы обеспечения работы технических средств и информационного обеспечения управления полетом.

Командно-измерительные средства НКУ состояли из сети КИП, предназначенных для приема и передачи на КА всех видов информации. Информация, поступающая с КА, передавалась в ЦУП по наземным каналам связи и (или) с помощью ССС «Связка». Информация, поступающая на КИП из ЦУП, передавалась на КА соответствующими радиотехническими средствами.

Из табл. 2.2 видно, что наземные КИП НКУ были оснащены средствами обмена следующими видами информации с КА:

- телеметрической;
- командно-программной;
- голосовой;
- телевизионной;
- траекторных измерений (радиоконтроль орбиты).

В процессе командно-программного управления системами орбитального комплекса «Мир» использовались средства обмена КПИ и средства приема и передачи в ЦУП ТМИ.

Для передачи КПИ в БКУ базового блока, астрофизического модуля «Квант», транспортных кораблей в составе ОК «Мир» служил НРТК «Квант-П». Он обеспечивал прием и передачу следующей информации:

- КПИ на борт КА;
- квитанций на прием команд системой «Квант-В» (на КИП);
- данных траекторных измерений – радиальной скорости и наклонной дальности (с борта КА);
- телевизионного сигнала (черно-белое изображение с борта на ЦУП);
- голосовой (двухсторонний обмен телефонно-телеграфной информацией);
- ТМИ с борта КА.

Таблица 2.2

**Состав технических средств приема и передачи информации,
пультов, каналов связи на КИП**

Перечень НИП		Наличие средств передачи информации										
Но- мер	Ин- декс	ШК	РКО	КРЛ	РКО (DD)	ТВ	ТЛФ	ТМИ	ТМИ	ТЛФ	ТВ	ТМИ
21											+	
25				+								+
23												+
24			+						+		+	+
26	ППК		+	+					+	+		+
29			+							+		+
32			+						+			+
33	УЛД		+	+					+	+		+
34	ЩЛК		+	+					+	+	+	+
35	УСК		+	+					+	+	+	+
37			+								+	+

Передача КПИ осуществлялась из ЦУП в ОЗУ КИП по программе полета, определяемой детальным планом и разработанными на его основе планом задействования средств НКУ (ПЗС) и программами сеансов связи (ПСС).

Запись массива КПИ производилась в ОЗУ КИП на соответствующем витке полета комплекса не позднее чем за 40 мин до входа ОК «Мир» в зону видимости первого по трассе полета КИП. В нештатной ситуации допускалась передача КПИ в ОЗУ КИП за 20 мин до начала сеанса связи.

Данные в ОЗУ КИП поступали от аппаратуры передачи данных (АПД) и по выделенным телефонным каналам. Передача КПИ из ЦУП на борт КА в реальном масштабе времени была невозможна, она происходила в автоматическом режиме в определенные моменты. При этом использовалась *линейная* модель автоматизированной передачи КПИ. Под термином «линейная» модель в данном случае понимается исполнение программы без ветвлений. В случае необходимости изменения порядка выдачи разовых команд (РК) или числовых команд (ЧК) требовалась остановка оператором КИП процесса выдачи, переход в ручной режим, возврат в начало требуемого фрагмента массива КПИ и новый запуск автоматической выдачи команд.

Если во время сеанса связи возникала необходимость выдачи на борт КА команды, не запланированной в программе сеанса связи, то по указанию СРП оператор КИП набирал на пульте выдачи код команды и выдавал ее в ручном режиме. Передача кода команды из ЦУП на КИП осуществлялась голосовым указанием.

Как следует из табл. 2.2, число НИП – 11. Среди них был подмосковный пункт в Щелкове (ЩЛК) и расположенные далеко на периферии – в Уссурийске (УСК), около Петропавловска-Камчатского (ППК) и в Улан-Уде (УЛД).

Наземный комплекс «Квант-П» функционировал в двух режимах передачи КПИ:

- командной радиолинии (КРЛ);
- программной радиолинии (ПРЛ).

В режиме КРЛ комплекс «Квант-П» передавал с Земли разовые команды в виде 20-разрядного цифрового кода с последующей ретрансляцией их в СУБК. Темп передачи разовых команд – одна команда в 1,3...1,5 с. По обратному каналу «Квант-П» принимал квитанции на выданные РК.

В режиме ПРЛ «Квант-П» передавал на КА цифровую информацию в виде числовых команд для БЦВК. Темп передачи цифровой информации – до пяти 16-разрядных слов в секунду.

Спутниковая система контроля и управления служила для передачи информации через спутник-ретранслятор и складывалась из орбитального и наземного сегментов.

Орбитальный сегмент ССКУ состоял из группировки спутников-ретрансляторов (СР) «Альтаир», находящихся на геостационарной орбите и предназначенных для передачи потоков цифровой информации через двухсторонние широкополосные каналы связи между подвижными и неподвижными объектами. К подвижным относятся космические объекты, такие как орбитальный корабль «Буран», разгонные блоки ракет-носителей, орбитальный комплекс «Мир», к неподвижным – наземные стационарные средства управления. В бортовую систему управления спутника «Альтаир» входила бортовая вычислительная машина, используемая для наведения антенной системы спутника. Наведение антенн спутника может происходить также и по радиолучу станции-адресата. Эти спутники имеют антенны с узкими диаграммами направленности (до 5°). Точность пространственной ориентации спутника до $\pm 0,1^\circ$.

Наземный сегмент ССКУ состоял из пункта ретрансляции (ПР) НРТК «Квант-Р» и специализированного центра управления полетом СР «Альтаир». Связь между ЦУП и ПР проходила по наземному каналу связи.

Продолжительность сеанса связи с ОС «Мир» через один СР «Альтаир» не превышала 50 мин. Использование в системе трех работающих спутников и двух ПР может обеспечить орбитальную станцию непрерывной связью на протяжении витка. Спутниковая система контроля и управления на базе СР «Альтаир» закончила функционирование в 1998 г. Характеристики СР «Альтаир» приведены в табл. 2.3. В этой таблице указаны также характеристики американских СР системы TDRS.

Таблица 2.3

Характеристики СР «Альтаир» и TDRS

Параметр	«Альтаир»	TDRS
Высота орбиты, км	35700	35780 (TDRS 6) 35790 (TDRS 7)
Наклонение орбиты, град	0,3	0,1 (TDRS 6) 1,9 (TDRS 7)
Период обращения, ч	24	24
Долгота точки стояния спутников	95° в.д. («Альтаир-1») 16° з.д. («Альтаир-2»)	52° з.д. (TDRS 6) 160° з.д. (TDRS 7)

Для обеспечения связи с ОС «Мир» через СР использовали бортовую радиотехническую систему «Антарес» и остронаправленную антенну (ОНА), расположенные на базовом блоке станции. Наведение ОНА производилось по целеуказанию от системы управления движением станции, либо посредством автономного радиопеленгатора. Для точного целеуказания бортовая ЭВМ рассчитывала текущие значения параметров относительного движения станции и СР. Начальные условия в виде вектора состояния СР вводились в бортовую ЭВМ с Земли персоналом ГОГУ по командной радиолинии. Бортовая ЭВМ была способна производить навигационные расчеты для трех СР одновременно. Наведение ОНА на СР осуществлялось в соответствии с расписанием сеансов связи, которое содержало следующую информацию:

- декретное московское время (ДМВ) начала сеанса связи;
- продолжительность сеанса;
- номер СР.

Одно расписание содержало данные для восьми последовательных сеансов связи.

Система СС «Связка» применялась для обеспечения связи между ЦУП и отдельными КИП НКУ. Центр управления полетом использовал ССС для следующих видов информации:

- приема и передачи телефонной информации с (на) борт ОС «Мир»;
- приема телевизионной информации с борта ОС «Мир»;
- приема телеметрической информации с борта ОС «Мир».

Система СС «Связка» строилась на базе орбитальной группировки из восьми спутников связи «Молния-1Т». Наземный сегмент ССС включал 12 наземных стационарных станций спутниковой связи «Связник».

Система «Связка» характеризовалась следующими особенностями:

- станция «Связник» обеспечивала независимые прием и передачу сигналов в двух частотных стволах спутника связи «Молния-1Т»;
- станция «Связник» с одним приемопередатчиком на заданный момент времени обеспечивала работу по одному спутнику; станции с двумя приемопередатчиками – по двум спутникам «Молния-1Т»;

The diagram illustrates the architecture of the 'Molnija-1' satellite communication system, showing the flow of data between various components:

- Спутник связи «Молния-1» («Молния-1Т»)** (Communication satellite 'Molnija-1' ('Molnija-1T')): The primary satellite in orbit.
- Орбитальный комплекс «Мир»** (Orbital complex 'Mir'): A secondary satellite in orbit.
- ККК** (Control and Control Complex): A ground-based complex containing two stations:
 - «Связник-П»** (Link-1): Connected to the 'Molnija-1' satellite via 'Передача КПИ в ОЗУ НРТК' (Data transfer to NRTK memory).
 - «Квант-П»** (Quantum-1): Connected to the 'Molnija-1' satellite via 'Передача КПИ в «Квант-В»' (Data transfer to 'Quantum-V').
- Наземный канал** (Ground channel): The communication link between the ground stations and the command processor.
- ЦУП-М** (Mission Control Center): The central ground control facility, containing:
 - Командный процессор** (Command processor): The main computer for mission control.
 - КОУ** (Control Unit): A unit for controlling the satellite's operations.
 - АПД** (Antenna Pointing Device): A device for directing the antenna towards the satellite.
- Спутник связи «Мир»** (Communication satellite 'Mir'): A secondary satellite in orbit, connected to the 'Molnija-1' satellite via 'Передача КПИ в ОЗУ НРТК' (Data transfer to NRTK memory).
- «Квант-В»** (Quantum-V): A ground-based station connected to the 'Molnija-1' satellite via 'Передача КПИ в «Квант-В»' (Data transfer to 'Quantum-V').
- «Связник-П»** (Link-1): A ground-based station connected to the 'Molnija-1' satellite via 'Передача КПИ в ОЗУ НРТК' (Data transfer to NRTK memory).
- «Квант-П»** (Quantum-1): A ground-based station connected to the 'Molnija-1' satellite via 'Передача КПИ в «Квант-В»' (Data transfer to 'Quantum-V').
- АПД** (Antenna Pointing Device): A device for directing the antenna towards the satellite.

- в одном частотном стволе гарантировалась передача одного группового цифрового потока информации (до четырех одиночных потоков с суммарной скоростью 2,048 Мбит/с);
- в одном частотном стволе спутника связи «Молния-1Т» обеспечивалась передача (прием) одного сигнала черно-белого телевизионного изображения без звука;
- в одном частотном стволе была возможна организация телефонной связи между центральной и тремя периферийными станциями по 12 телефонных каналов в каждом направлении;
- одновременная работа обеспечивалась в двух стволах одного спутника связи, для двухбашенных станций – по двум разным спутникам.

Центральная станция спутниковой связи «Связник-Ц» располагалась на специализированном КИП, который обеспечивал связь между абонентами ССС. Для связи между ЦУП и КИП применялся наземный канал связи. Периферийные станции «Связник-П» располагались на наземных КИП и обеспечивали связь с ЦУП (рис. 2.2).

Спутники связи «Молния-1Т» были выведены на высокоэллиптические орбиты с апогеем над северным полушарием, расположенные в двух орбитальных плоскостях с наклоном ~ 64 и $\sim 128^\circ$. Группировка спутников связи «Молния-1Т» образовывали систему, позволявшую обеспечивать круглосуточной телеграфно-телефонной и телевизионной связью абонентов на территории Российской Федерации.

Спутники «Молния-1Т» использовали в составе разных систем спутниковой связи с 1967 г., модернизированные спутники «Молния-1Т» с 1987 г. Характеристики последних приведены в табл. 2.4.

Таблица 2.4

Характеристики спутников связи «Молния-1Т»

Параметр	«Молния-1Т»
Высота апогея орбиты, км	~ 40250
Высота перигея орбиты, км	~ 500

Окончание табл. 2.4

Параметр	«Молния-1Т»
Период обращения, ч	12
Наклонение орбиты, град	~63,4; ~128
Время нахождения в зоне видимости на одном витке, ч	8
Количество бортовых ретрансляторов	2
Информативность канала связи одного ретранслятора, Мбит/с	2048 (8 каналов связи по 256 кбит/с)
Количество КА в системе	8 рабочих, 4 резервных

При управлении полетом ОС «Мир» требовалось одновременное использование нескольких стволов ретрансляторов ССС, причем на разных этапах полета разное количество. Так, при активных динамических операциях (например, стыковке с транспортным кораблем) было необходимо до четырех стволов во время сеанса связи (табл. 2.5).

Таблица 2.5

Использование стволов ретрансляторов при стыковке ТК с ОС

Информация	Количество стволов
ТМИ с борта ОС – 2 потока	1
ТВ с борта ОС	1
ТМИ с борта корабля	1
ТВ с борта корабля	1
Всего	4

В процессе командно-программного управления объектами станции «Мир» для передачи КПИ в ОЗУ КИП, а также передачи в ЦУП-М квитанций о выдаче команд ССС «Связка» не использовалась.

Управление полетом спутников связи «Молния-1» и «Молния-1Т» осуществляется из специализированного ЦУП под Красноярском.

Структура НКУ автоматических беспилотных КА, естественно, несколько отличается от НКУ пилотируемых объектов. Однако основные технические средства и элементы остаются неизменными.

Подводя некоторые промежуточные итоги, можно сформулировать ряд общих положений, необходимых для правильного восприятия последующего материала.

1. Наземный комплекс управления полетами представляет собой совокупность технических средств ЦУП, КИП и других элементов, в том числе средств моделирования полета, а также ССКУ и системы каналов связи, обеспечивающих информационный обмен между всеми его частями.

2. Центр управления полетом создается для управления полетом ограниченного числа КА одинакового или близкого назначения, имеющих одинаковые или сходные состав и характеристики бортовой аппаратуры, методы управления, а также идентичную технологию управления.

3. Технические средства измерительных пунктов КИК в общем случае выполняют свои функции при вхождении КА в зону радиотехнической видимости (ЗРВ). Цикличность ЗРВ влечет за собой и цикличность операций управления, выполняемых средствами КИК и осуществляемых средствами ЦУП.

4. Наличие СР в составе средств НКУ существенно расширяет возможности управления полетом с Земли, обеспечивая значительное увеличение продолжительности взаимной радиовидимости ЦУП и КА и соответственно сеансов управления.

2.3. СИНТЕЗ СТРУКТУРЫ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ЦИКЛОВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ СРЕДСТВАМИ НАЗЕМНОГО АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Под технологическим циклом управления (ТЦУ) полетом КА принято понимать совокупность типовых операций оперативного управления или управления в реальном масштабе времени, осуще-

ствляемых с помощью наземных пунктов КИК в заданном интервале времени и определенной последовательности для выполнения заранее составленной и (или) оперативно скорректированной программы полета.

Если увязать данное определение ТЦУ с сеансными операциями управления (СОУ) и трактовать их совокупность как макрооперацию управления, то ТЦУ – информационно и логически связанная упорядоченная во времени совокупность макроопераций, содержащая указания об их продолжительности, определенная при планировании, привязанная к выбранной шкале времени, начинающаяся с СОУ контроля и завершающаяся СОУ выдачи на борт КПИ.

Таким образом, в ТЦУ полетом любого типа КА можно выделить следующие основные этапы:

- получение извне информации, инициирующей процесс управления;
- получение (поиск, сбор, извлечение) информации, необходимой для принятия решения по управлению;
- принятие (формирование) решения (управляющего воздействия);
- доведение решения (управляющего воздействия) до исполнителей (исполнительных органов АСУ КП);
- контроль исполнения с последующим оформлением отчетного документа по результатам реализации ТЦУ.

Из приведенной последовательности понятна весомость ряда факторов, определяющих структуру ТЦУ.

Учитывая прежде всего, что технология, по определению, является процессом, осуществляемым над объектом с использованием конкретных технических средств, отметим в качестве важного обстоятельства выбор схемы построения КИК.

Если обратиться к рассмотренному выше примеру управления ОК «Мир», то нетрудно установить, что при этом преимущественно использовалась так называемая *многоточечная технология управления КА**, которая основывается на применении распределенных на значительной территории наземных измерительных пунктов.

* Использование ретрансляторов в данном случае (для ОС «Мир»), решая задачу обеспечения КГС→1, не влияет на отнесение рассматриваемого типа НКУ к классу многоточечного построения системы.

Подобная технология с присущими ей достоинствами, связанными с возможностью получения достаточных по объему массивов измерительной информации и большого значения КГС, с высокой точностью определения параметров орбиты и надежностью связи с орбитальным объектом, представляется с позиций современных воззрений весьма устаревшей.

Действительно, эта технология управления космическим полетом создавалась для обслуживания КА первого поколения, обладавших низким уровнем автономности. Кроме того, недостаточный опыт управления полетами, слабая элементная база, жесткие требования по массовым и габаритным характеристикам бортового оборудования не позволяли управлять полетом с использованием одного НИП. Большая территория СССР с учетом указанных ограничений давала возможность управления КА, гарантирующую выполнение им целевого задания за счет избыточности средств НКУ, ресурсов и стоимости системы.

К настоящему времени ситуация кардинально изменилась.

Известны различные технологии управления, включающие помимо рассмотренной многопунктной территориально распределенной с непосредственным управлением КА и др.:

- однопунктную с управлением через один-два стационарных спутника-ретранслятора;
- малопунктную (однопунктную) с непосредственным управлением КА;
- однопунктную – ретрансляционную;
- сетевую с динамически изменяемой топологией.

Естественно, каждая технология обладает своими особенностями.

При использовании малопунктной (однопунктной) технологии с непосредственным управлением КА сокращаются стоимость и количество технических средств НКУ, существенно снижаются потребляемые ресурсы средств управления, однако точность определения параметров движения КА и надежность управления ухудшаются.

Технологии ретрансляционного управления полетом КА предполагают использование космических радиолиний с переретрансляцией информации через СР, подразделяющиеся на геостационарные и сетевые низкоорбитальные. Такого типа технологии требуют высо-

кого потенциала радиолиний и обладают низкой функциональной устойчивостью, обусловленной незащищенностью от радиопротиводействия над неконтролируемой частью поверхности Земли, что неприемлемо для группировок КА военного или двойного назначения.

Сетевые технологии управления с динамически изменяемой топологией в определенном смысле лишены последнего недостатка.

Другое обстоятельство, влияющее на структуру ТЦУ, связано с характером и содержанием типовых операций технологического цикла (ТО ТЦ).

Типовые операции технологического цикла неразрывно связаны с задачами, решаемыми АСУ КП, однако не повторяют их ни по формулировкам, ни содержательно. К числу ТО ТЦ принято относить:

- определение текущего вектора состояния КА как динамической системы на основе БНО по результатам измерений элементов орбиты;
- расчет баллистических данных для планирования операций применения КА, связанных с целевым назначением, для обеспечения целеуказания наземным средствам и формирования контрольной и управляющей информации;
- расчет параметров коррекции движения КА и маневров по поддержанию рабочей орбиты либо заданной орбитальной структуры спутниковой системы или космической группировки, требуемых для решения целевых задач;
- программно-математическое обслуживание ИТО, диагностики технического состояния и функционирования бортовых систем;
- программно-математическое обслуживание КПО и др.

При определенной общности ТО ТЦ должны строго соответствовать конкретной схеме построения КИК.

В частности, например, алгоритмическое обеспечение, используемое для определения текущего вектора состояния КА на основе БНО по многопунктной технологии управления, неприемлемо при реализации однопунктной схемы.

Технологический цикл управления, представленный в графической форме на масштабированной шкале времени, называется технологическим графиком управления (ТГУ).

При разработке ТЦУ анализ факторов, влияющих на построение ТГУ, позволяет свести [41] все многообразие возможных ва-

риантов к ограниченному числу типовых ситуаций. В результате жизненный цикл каждого КА может быть разделен на множество типовых участков управления или множество типовых ТЦУ КА, соответствующих в совокупности плану полета.

Результаты оценки реализуемости разработанных типовых ТЦУ и выполнения предъявляемых к ним требований используют для формирования исходных сведений на разработку НКУ данным типом КА. Наоборот, результаты проектирования НКУ (например, данные по составу привлекаемых средств КИК или продолжительности выполнения ОУ средствами ЦУП) учитывают при синтезе типовых ТЦУ. Таким образом, процесс разработки ТЦУ полетом и средств НКУ КА, а тем более их оптимизации, является итерационным с последовательным уточнением проектных данных на всех этапах создания АСУ КП.

Раздел 2

СИСТЕМНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЁТАМИ

Глава 3

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ СИНТЕЗА СТРУКТУРЫ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

3.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Изложенные в предшествующих главах исходные предпосылки, определяющие основы функционирования АСУ КП, свидетельствуют, что в условиях непрерывного роста количества жестко регламентированных по точностным, оперативным и надежностным характеристикам работ по управлению полетом КА разного целевого назначения актуальным является построение такой системы, использование которой повысило бы уровень автоматизации управления за счет более эффективного применения современной вычислительной техники, средств обмена информацией и новейших вычислительных технологий. Это относится как к создаваемым перспективным АСУ КП, так и к модернизации существующих.

Сложность решения поставленной задачи определяется многими факторами. Укажем прежде всего на следующие:

- функционирование системы происходит в реальном масштабе времени, что предъявляет исключительно высокие требования к производительности вычислительных средств, средств передачи данных и характеру переходных процессов в контуре управления полетом;

- обеспечение целенаправленного функционирования системы даже в условиях выхода из строя отдельных ее элементов (в том числе сбоях, обусловленных так называемым человеческим факто-

ром) при формировании технологии управления полетом КА требует учета не только неполноты информации о состоянии внешней среды, но и неопределенности сведений о режимах работы таких элементов;

– использование унифицированных многофункциональных технических и программных модулей обмена информацией для оснащения АСУ КП и применение централизованной схемы контроля происходящих процессов приводят к необходимости охвата отдельных структурных элементов и технологических операций управления системой гибких обратных связей иерархической подчиненности.

Перечисленные основные факторы характерны для сложных технических систем, имеющих многоэлементную и многоуровневую структуру с множеством взаимосвязей (как статических, так и динамических) между элементами системы и окружающей средой [69].

Многоэлементность и многоуровневость структуры АСУ КП, а тем более структуры технологии управления полетом КА, имеющей пространственные и временные характеристики, многокритериальность при оценке эффективности выполнения ею целевых задач, проявление таких качеств, как целенаправленность функционирования, устойчивость и адаптация к внешней среде и условиям эксплуатации, при анализе и синтезе соответствующих систем и процессов предопределяют применение методов, основанных на системном подходе.

Математическое моделирование динамики СТС, обладающих столь высоким уровнем сложности и неопределенности, возможно лишь при теоретико-множественном их описании, т. е. использовании на начальной стадии в некотором смысле абстрактных моделей, достаточно далеких от запросов практики.

Тем не менее этот этап исследований необходим, поскольку системотехническое построение технологии управления (ТУ) полетом КА, как и любой СТС, имеет две стадии.

Первая относится к функционально-структурным вопросам и может быть названа [3] макроформированием. Вторая стадия, связанная с формированием элементов комплекса с учетом реальных схемных решений, трактуется как микроформирование.

В настоящем разделе мы коснемся в одинаковой степени общих вопросов как макроформирования АСУ КП, так и микроформирования, привязав их к алгоритмическому обеспечению средств

управления космическими полетами и анализу основных фундаментальных свойств БКАУ как динамической системы при контроле движения КА в процессе выполнения служебных полетных операций.

Начнем анализ с вопросов макроформирования АСУ КП, как имеющих более высокий иерархический уровень и более высокий уровень общности описания.

Отметим прежде всего, что необходимость применения системного подхода наиболее ярко проявляется [3] на стадии макроформирования технологии управления полетом при формулировке тактико-технических требований (ТТТ) и обосновании технического задания (ТЗ) на ее разработку.

Центральным звеном соответствующей процедуры является построение модели функционирования АСУ КП.

3.2. КОНЦЕПТУАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

Под концептуальной моделью сложной системы принято понимать содержательное описание с позиций элементарной логики основных функциональных подсистем, циркулирующих информационных потоков, перечня решаемых задач и взаимосвязей при четком изложении характерных закономерностей, целей и структуры происходящих процессов и явлений.

Учитывая, что АСУ КП является сложным организационно-техническим комплексом, обсуждаемую концептуальную модель можно представить в виде совокупности двух: модели обобщенной структуры КА как объекта управления и модели АСУ КП.

Центральную роль при концептуальном описании рассматриваемых систем играет понятие «операция», под которой обычно понимают действие или систему действий, объединенных общим замыслом и единой целью [37].

Как было показано ранее, цель функционирования КА в процессе орбитального полета либо при выполнении служебных полетных операций реализуется в ходе выполнения действий, связанных с информационным, ресурсным и энергетическим обменами с объек-

тами обслуживания и другими КА (например, спутниками связи либо геостационарным спутником-ретранслятором).

Известно, что КА любого типа и назначения может быть представлен в виде совокупности четырех подсистем. Этим подсистемам могут быть поставлены в соответствие четыре процесса (вида функционирования): движение, взаимодействие с объектами обслуживания, функционирование аппаратуры и бортовых систем и, наконец, расходование (либо пополнение) ресурса. При этом операция информационного обмена является основополагающим системообразующим фактором. Наряду с введенными выше понятиями концептуальной модели КА (операции, ресурсы, потоки) при содержательном описании процессов функционирования КА обычно задают также определения, характеризующие перечень возможных состояний, в которых находится тот или иной элемент, подсистема либо КА в целом. Соответствующие определения должны содержать информацию о возможных вариантах перехода из одного состояния в другое, а также сопоставление каждого варианта соответствующей операции. Техническое устройство, расположенное на пункте обслуживания, оснащенное необходимыми программно-математическими и информационными средствами обеспечения приема, хранения, обработки, переработки и отработки сигналов в БКУ КА, принято называть каналом обслуживания.

Удобным представлением концептуальной модели функционирования КА в этом случае служат диаграмма состояния и диаграмма переходов КА из состояния в состояние.

Состояние КА в фиксированный момент времени характеризуется совокупностью значений параметров операций, выполняемых КА в указанное время.

При составлении концептуальной модели функционирования АСУ КП исходят из того, что ее назначение заключается в оперативном планировании обеспечения автоматизированного сбора, обработки, хранения, отображения, документирования и доведения информации до соответствующих органов выработки решений, их реализации и контроля. Анализ назначения системы и функционально-технологической цели ее создания позволил выработать [97] требования, которым должны удовлетворять современные АСУ КП разного назначения.

1. Оперативность, устойчивость, непрерывность и в некоторых случаях скрытность управления. Оперативность управления дос-

тигается за счет применения высокопроизводительных вычислительных средств, формализованных алгоритмов и своевременного доведения до исполнителей задач управления. Непрерывность и устойчивость управления обеспечивается возможностью функционирования в реальном масштабе времени, постоянной готовностью к работе, в том числе при наличии возмущений, созданием развернутой системы наземных пунктов управления. Скрытность управления (для КА специального назначения) – за счет программных, программно-аппаратных средств защиты информации.

2. Иерархическая схема расположения на разных уровнях исполнительных элементов системы управления.

3. Структурное распределение рациональной функциональной нагрузки на подсистемы и элементы с надежным информационным взаимодействием.

4. Соответствие содержательного наполнения системы (функционального ядра) принципам информационно-языковой совместимости, оперативности и надежности управления технологическими операциями, циклами и процессом в целом.

5. Оснащение подсистем и элементов системы интеллектуальными рабочими местами со средствами отображения и документирования информации, объединенными в локальную вычислительную сеть.

6. Автоматизированная обработка информации, позволяющая осуществлять обмен пакетами данных как между элементами системы, так и внешними абонентами.

Для реализации указанных требований при описании концептуальной модели АСУ КП целесообразно воспользоваться функционально-структурным подходом, иначе называемым иногда системно-технологическим. Целостность подхода при построении систем с многоуровневой иерархией структуры обеспечивается формированием дерева функций системы. В процессе многоуровневой декомпозиции формируются основные и дополнительные функции, выполняемые отдельными подсистемами, а также макро- и микрофункции отдельных элементов, находящихся на разных уровнях функциональной организации системы.

Многоуровневая декомпозиция преследует цель поиска путей *разделения* задачи на совокупность частично или полностью независимых подзадач, решаемых параллельно. Такое эквивалентное

преобразование исходного процесса, точнее, модели процесса, учитывающее наличие перекрестных связей (в том числе и динамических), может быть осуществлено на основе выполнения условия *декомпозируемости многомерных систем* с помощью обратной связи по выходу. При этом следует иметь в виду, что существует достаточно развитый набор возможных типов преобразований исходной модели, ставящих целью ее декомпозицию (расчленение).

Хотя единой общепринятой трактовки понятия *многоуровневой иерархии структуры* не существует, обычно считают, что структура должна быть отнесена к классу такого типа систем, если она характеризуется следующими признаками:

- последовательным вертикальным расположением подсистем, образующих систему;
- приоритетностью принятия решений и их реализации подсистемами верхнего уровня по отношению к подсистемам с более низким уровнем иерархии;
- зависимостью работы подсистем верхнего уровня от фактического исполнения подсистемами более низкого уровня своих функций.

Очевидно, что АСУ КП, включающая наземный и бортовой контуры управления, в полной мере удовлетворяет указанным признакам, следовательно, у нее есть достаточное основание быть отнесенной к числу структур многоуровневой иерархии.

К перечню важнейших понятий, используемых при описании функционирования подобных структур, относят: иерархию целей, стратифицированные уровни описания, уровни сложности принимаемого решения, показатели и критерии эффективности.

Функционирование АСУ КП может быть обеспечено только посредством достижения целей ее отдельных компонентов, т. е. подсистем, входящих в ее состав. Обычно принято отождествлять цели подсистем (иначе подцели) как средства (соответствующие им задачи) достижения цели системы более высокого уровня. Другими словами, если Q_j – цель системы j -го уровня иерархии, то цели систем более низкого уровня Q_{j-1} будут представлять собой средства (задачи) достижения цели системы Q_j . В свою очередь, цель Q_j характеризует средства достижения цели Q_{j+1} (задачи) системы $(j+1)$ -го уровня. При этом цель высшего уровня достигается не как простое сложение

ние подцелей, а представляет собой некую сложную процедуру объединения иерархической структуры, исполнение которой приводит к достижению качественно новой цели высшего уровня. Визуальное представление иерархической структуры целей имеет вид графа, называемого деревом. Граф состоит из корней или так называемых ветвей нулевого уровня и ветвей различных уровней, причем ветвям, непосредственно предшествующим корню (цели АСУ КП), присваивается 1-й ранг, а по мере удаления – последующие ранги. Каждая часть графа кроме ветвей нулевого уровня имеет одну и только одну непосредственно предшествующую часть. В начале разработки АСУ КП как многоуровневой иерархической структуры цели могут быть сформулированы в достаточно общем виде, на понятийном эвристическом уровне. Однако на последующем этапе, связанном с выбором критерия (критериев) эффективности и проведением моделирования, они должны быть формализованы в конкретные качественные показатели желаемого результата.

Следующее обсуждаемое важнейшее понятие относится к иерархическому описанию рассматриваемого типа систем. Уже из самого определения сложной системы следует, что она не может быть описана с достаточной степенью полноты и детализации. В связи с этим приходится сталкиваться с дилеммой, заключающейся в поиске компромисса между простотой описания, допускающей получение обозримых математических моделей состояния подсистем, и необходимостью учета многочисленных функциональных характеристик, выявляемых в процессе работы системы. Достижение этого компромисса возможно при использовании иерархии описаний, в которой система задается семейством моделей, где каждая из них описывает поведение системы на разных уровнях абстрагирования. Для каждого уровня фиксируется набор характерных принципов, законов и особенностей, а также конкретных переменных, с помощью которых и описывается поведение системы. При этом иерархическое описание тем эффективнее, чем выше независимость моделей на разных уровнях. Подобный тип иерархий получил название стратифицированного описания. Уровни абстрагирования, включающие стратифицированное описание, обычно называют *стратами*.

Представляется, что содержательная основа информационного обеспечения АСУ КП может содержать не менее пяти страт. На первой страте она описывается на языке законов классической не-

бесной механики, закономерностей и методов, составляющих предмет изучения космической баллистики и других дисциплин, позволяющих грамотно построить математические модели, используемые на дополетном и оперативном этапах планирования полета. На стра-те *физических операций* описание состояния объекта управления осуществляется в рамках математического моделирования процесса функционирования конкретной управляемой технической системы, реализующей некоторую программу (план), не противоречащую основным закономерностям, учтенным стратой более низкого уровня, для которого подсистема, являющаяся предметом описания второй страты, становится объектом или системой. Третья страта является собственно *информационной*. На этом уровне приходится иметь дело как с физическими, так и абстрактными нефизическими понятиями, такими как информационные потоки, массивы информации, выборки и т. д. На данной страте используют достаточно хорошо формализованные вычислительные процедуры. Стоящие же за ними физические законы в явном виде не рассматривают. Следующий стратифицированный уровень, базируясь на информации, полученной на уровне предшествующей страты, представляет собой существенно менее формализованный процесс принятия решения с учетом согласованных и вводимых в практику качественных показателей функционирования системы, сложившихся на данный момент внешних условий и ее собственного состояния. Несмотря на то, что теория и алгоритмы принятия решений к настоящему времени разработаны (по крайней мере, применительно к относительно простым критериям) достаточно полно, участие в этой процедуре человека-оператора, зачастую ориентирующегося на интуицию и другие неформализуемые понятия, делает ее хотя и менее детальной по уровню раскрытия, но более ясной с точки зрения конечной цели процесса управления полетом. Наконец, страта последнего уровня интегрированно «впитывает» в себя всю информацию, полученную на уровне предшествующих страт и генерирует конечную целевую функцию управления космическим полетом – формирование командно-программного управления.

Следует отметить, что относительная независимость страт открывает возможность для более гибкого и детального исследования поведения изучаемой системы, однако предположение об их полной независимости неправомерно, поскольку возможен эффект искажения поведения системы в целом. В связи с этим выбор

страт, в терминах которых описывается функционирование рассматриваемой системы, относится к числу творческих процессов, определяемых знаниями и квалификацией исследователя.

Следующее понятие иерархии касается процессов принятия сложных решений.

Прежде чем перейти к обсуждению концепции классификации иерархической схемы принятия решений, обратим внимание на две важнейшие особенности данной процедуры:

1) принятие решения не терпит отлагательства, так как отсрочка может означать лишь то, что не будет своевременно выработан такой новый план, который в сложившихся условиях предпочтительнее возможных других вариантов;

2) невозможность строгого прогнозирования последствий воплощения принятого решения в условиях априори неустранимой неопределенности информации о сопутствующих факторах и возникающих нарушениях сложившихся связей не позволяет дать полное формализованное описание ситуации, необходимой для рационального выбора альтернативной стратегии.

Отмеченные особенности приводят к основной дилемме принятия решения: с одной стороны, при нарушении ранее принятого плана необходима его наискорейшая коррекция, с другой – возникают вполне обоснованные опасения, как бы не навредить в результате реализации скороспелого решения. Разрешение этой дилеммы может быть отчасти осуществлено при использовании иерархического подхода. Сущность этого подхода сводится к установлению семейства проблем, которые должны быть разрешены последовательно, чтобы решение любой проблемы из этой последовательности допускало определение и фиксацию каких-то параметров следующей проблемы, постепенно сводя к нулю априорную неопределенность по мере подхода к последней из подпроблем. В этом случае решение первоначальной проблемы высшего иерархического уровня достигается при минимальных возможных потерях, как только будут решены все проблемы более низкого иерархического уровня.

В терминах теории множеств эта процедура может быть формализована в следующем виде. При поступлении информации (сведений) о возникновении ситуации, требующей принятия решения по изменению плана или стратегии поведения (функционирования)

системы, ее элемент, наделенный функциями принятия решения, т. е. лицо, принимающее решение (ЛПР), должен применить тот или иной алгоритм, определенный на более высоком иерархическом уровне, для нахождения наиболее рационального способа действий. Этот алгоритм может быть определен непосредственно в форме функционального отображения A_p , обеспечивающего получение решения для любого набора исходных данных, либо косвенно, на основе реализации процесса поиска.

Пусть заданы выходная функция Y и функция оценки I , а выбор стратегии, определяемой отображением S , основан на нахождении Y , при которой достигается экстремальное значение функции I . Тогда

$$Y = \{y : S \times D_n \Rightarrow R\}, \quad (3.1)$$

где S – множество альтернативных действий; R – множество возможных выходных результатов, определяемых выбираемыми стратегиями действия; D_n – множество неопределенностей, адекватно отражающее отсутствие информации о зависимости между действием S и выходом R . Соответственно

$$I = \{i : S \times R \Rightarrow J\}, \quad (3.2)$$

где J – множество величин, которые могут быть связаны с характеристиками качества работы системы.

Если множество D_n включает единственный элемент или является пустым, т. е. неопределенность в отношении результата на выходе системы для данного конкретного типа действия S отсутствует, задача сводится к канонической оптимизационной задаче синтеза системы, минимизирующей (максимизирующей) критерий качества I .

Отметим, что обладающие правом принятия решений элементы в рассматриваемом типе систем обычно имеют противоречивые или конфликтные интересы, хотя и не антагонистические. В этом смысле АСУ КП в общем случае должна быть отнесена к классу многоцелевых систем, реализующих стратегии гарантирующего управления [25].

Наконец, последнее из понятий, используемое при описании, анализе и синтезе АСУ КП, связано с показателями и критериями эффективности их функционирования.

Важность выбора показателей и критериев эффективности АСУ КП в целом трудно переоценить. Действительно, для того чтобы в процессе синтеза системы можно было сравнить альтернативные варианты и отдать предпочтение лучшим, необходимо грамотно выбрать меру их сопоставления. Сделать это весьма непросто. Во многих случаях альтернативные варианты требуется сравнивать не по одному скалярному показателю (монокритериальный подход), а по нескольким, характеризующим систему с разных точек зрения. Однако корректная постановка задачи оптимального структурно-параметрического синтеза АСУ КП на основе такого подхода сопряжена с неразрешимыми пока трудностями. Слишком большое число факторов, зачастую имеющих противоречивый характер, пришлось бы учитывать при определении оптимального облика АСУ КП. Теоретически это возможно при использовании критерия векторного типа (поликритериальный подход).

Отдельные успехи, достигнутые в этой области [3], все же не дают оснований считать обсуждаемую проблему закрытой.

Вернемся, однако, к обсуждению вопросов построения концептуальной модели процессов автоматизированного управления полетом теперь уже на уровне функциональной морфологии. Для этого следует предварительно провести многоуровневую декомпозицию макрофункций системы, адекватную по структуре принципам ее иерархической топологии.

В свою очередь, для построения такой топологии требуется выделить рациональное число уровней исходя из концепции рациональной децентрализации управления.

Формальная постановка задачи выбора числа иерархических уровней системы и подход к ее решению могут быть представлены следующим образом [97].

Предварительно строится ориентированный технологический граф $\tilde{G}$, однозначно характеризующий процесс управления. Вершины графа $A = \{a_i | i = \overline{1, I}\}$, a – морфология, т. е. строение (структура) и формообразование $D = \{d_j | j = \overline{1, J}\}$. Каждой вершине ставится в соответствие вектор управляющих воздействий v_k ,

$k = \overline{1, K}$, и преобразования, связывающие вектор v_k и векторы выходных и информационных данных с режимами проведения циклов и операций $R = \{r_1, \dots, r_i; r_j, \dots, r_m\}$. Задача состоит в определении управляющих воздействий $v_i - v_m$ и режимов $R_1 - R_m$, обеспечивающих экстремальное значение показателя эффективности ТЦУ $I_{\text{о.д.ц}}$ при ограничениях, накладываемых на временные и системные потери в ходе процесса управления при выполнении циклов и операций.

Подход к решению рассматриваемой задачи [97] заключается в следующем.

1. Из технологического графа G строится граф структуры управления M . Для этого составляется матрица смежности графа Q размерности $n \times n$. Если граф имеет несколько компонентов, распадаясь на k -подграфов, то матрица смежности будет иметь вид

$$\tilde{G} = \text{quasi diag}(\tilde{G}_k), \\ k = \overline{1, K}$$

где $\tilde{G}_k$ – матрицы смежности соответствующих подграфов.

Для приведения матрицы смежности к блочно-диагональному виду осуществляется перестановка строк и столбцов. Циклы и операции, характеризуемые подграфами G_k , будут относительно независимыми, и графу ТПУ с k компонентами связности будет соответствовать граф управления из k изолированных вершин на более высоком уровне.

Следует отметить два обстоятельства:

- разбиение графа G на подграфы G_k неоднозначно: возникает набор вариантов, которые надо количественно оценить и выбрать лучший;
- критерий оценки может быть векторным.

Поскольку выбор подграфа произволен, могут возникать такие случаи:

- данный подграф есть элемент сложного подграфа;
- сам подграф $\tilde{G}_k$ является совокупностью подграфов G_{kp} , $p = \overline{1, P}$.

2. В первом случае разрываются технологические и информационные связи между подграфами. Подграфы могут оказаться несвязными, и процедура их укрупнения закончена. Если же связи между подграфами остаются, то управление разорванными связями ведется с более высокого уровня иерархии. Получается двухуровневая структура: на верхнем уровне элемент с управлениями $v_i - v_m$, на нижнем – k относительно автономных элементов с локальными и координирующими управлениями. При этом число вершин, связанных с вершиной дерева структуры (степень структуры графа в вершине верхнего уровня), равно числу компонентов связности графа $\tilde{G}$, образующегося при удалении дуг.

3. Каждый подграф G_k рассматривается отдельно, и для него повторяется процедура, описанная в пп. 1–2, до тех пор, пока граф $\tilde{G}_k$ будет сохранять блочно-диагональную структуру. При этом образуются уровни $h, h-1, h-2$. Соответствующий участок графа управления 1-го уровня представляет собой вершину $(k_{h-1}+1)$ -степени, связанную с одной вершиной уровня $(h+1)$ и (k_h-1) вершинами нижнего уровня.

Изложенный подход наиболее эффективен при построении модели системы, не имеющей соответствующих аналогов. При модернизации АСУ КП либо синтезе рационального варианта системы на основании выбора целевой структуры АСУ КП обычно имеется достаточное количество сведений как о предполагаемой структуре, так и о технологических циклах управления, поэтому момент «остановки» деления структуры, т. е. построения нижних уровней, может быть определен из соображений неформального порядка.

Как свидетельствует накопленный опыт проектирования современных АСУ КП, число уровней системы целесообразно ограничивать тремя, осуществляя на верхнем уровне реализацию технологического процесса управления всеми участвующими в нем средствами, а на нижнем и среднем – реализацию технологических циклов управления КА и операций управления.

Агрегирование (объединение с целью достижения заданного целевого назначения) выделенных микрофункций по подсистемам целесообразно вести [97] исходя из необходимости применения

принципа интеграции с целью обеспечения функциональной и структурной целостности системы за счет пространственной и временной согласованности работы подсистем, охватываемых целенаправленным автоматизированным управлением.

Оперативность управления существенно зависит от методов и алгоритмов, заложенных в содержательное наполнение системы, – его функционального ядра, а также от структуры самого ядра.

Анализ множества функций, выполняемых на каждом иерархическом уровне, показывает, что работа системы непрерывно сопровождается процессом обмена данными, поскольку информационная поддержка принятия решения невозможна без всестороннего рассмотрения текущего состояния систем КА и соответствия параметров его движения требуемым значениям.

Информационные потоки обычно принято подразделять на внутренние, входные и выходные.

Внутренние информационные потоки включают массивы информации, циркулирующей внутри подсистем. Эти массивы могут делиться на постоянные, вспомогательные, промежуточные и служебные. Постоянный массив информации формируется и хранится в интеллектуальном банке данных. Он представляет собой совокупность сведений справочного и нормативного характера, а также массивы данных относительно постоянных величин, используемых при планировании и управлении полетом.

Переменная информация о состоянии КА и изменении внешней обстановки – суть массивы данных, используемых при описании отказов, аномальных (нештатных) ситуаций, срочных вводных. Служебные массивы информации связаны в основном с обеспечением функционирования вычислительных средств подсистем. Изложенное дает основание утверждать, что при идентичности морфологической структуры большинства микрофункций системы и разнообразии морфологических структур функций подсистем одного уровня, требующих реализации технологии централизованного и децентрализованного управления, обработка информационных потоков большого объема предполагает задействование на каждом иерархическом уровне типовой технологической структуры, имеющей вид, изображенный на рис. 3.1.

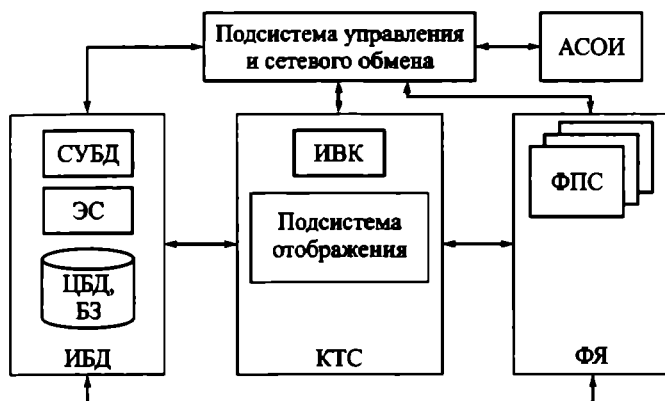


Рис. 3.1. Общая типовая технологическая структура автоматизированной системы обработки информации:

АСОИ – автоматизированная система обработки информации; СУБД – система управления банка данных; ЭС – экспертная система; ЦБД – центральный банк данных; БЗ – база знаний; ИВК – информационно-вычислительный комплекс; КТС – комплекс технических средств; ИБД – интеллектуальный банк данных; ФПС – функциональные подсистемы; ФЯ – функциональное ядро

Указанная типовая структура включает следующие подсистемы:

- управления сетевого обмена с функциональными подсистемами (ФПС);
- унифицированного гибкого функционального ядра;
- информационной поддержки комплекса технических средств (КТС) и средств отображения информации;
- интеллектуальный банк данных.

Наличие обсуждаемой типовой технологической структуры на каждом иерархическом уровне АСУ КП гарантирует управление полетом как по событийно-временным дискретам, так и с помощью элементов ситуационного управления.

На содержательном уровне ситуационное управление понимается как принятие решения при дефиците времени или как процедура решения слабоформализованных задач. Такого типа задачи, обычно решают с применением методов искусственного интеллекта [23, 56, 78] и их программной реализации в виде экспертной системы (ЭС) как составной части ИБД.

Концепция ИБД предполагает наличие в его составе помимо ЭС баз знаний (БЗ), соответствующих предметной области решаемых подзадач, объединенных в центральную базу данных (ЦБД), управляемую СУБД.

Повышение функциональной целостности АСУ КП, заключающееся в расширении ее возможностей, влечет за собой необходимость обеспечения оперативной адаптации системы к изменяющимся условиям. Это свойство системы зависит от возможностей ее ФЯ – совокупности функциональных подсистем, реализующих методы, алгоритмы и решения всего комплекса целевых задач управления полетом.

Подводя итоги, делаем вывод, что с точки зрения общей теории управления рассматриваемая концептуальная модель АСУ КП представляет собой автоматизированную иерархическую организационно-технологическую систему с обратными связями и корректируемыми моделями (на каждом уровне иерархии) следующего состава и назначения:

- модель системы управления и сетевого обмена как некоторая совокупность функциональных элементов, осуществляющих автоматизированное событийно-временное и ситуационное управление множеством операций и циклов;

- модель гибкого функционального ядра (содержательного наполнения систем), реализующего модели, методы, алгоритмы и программную реализацию решения всей совокупности целевых задач, адекватно отражающих предметную область;

- модель комплекса технических средств как совокупности серверов и рабочих станций, технических средств отображения и передачи данных;

- модель автоматизированной системы обмена информацией как совокупности средств связи, состоящей из первичной сети связи, сети передачи данных, абонентских систем, системы телефонной, телеграфной и громкоговорящей связи;

- логическая модель ИБД, включающая логическую модель БД как структурно упорядоченное множество атрибутов, характеризующих предметную область управления космическим средством;

- логическая модель ЭС, состоящая из моделей средств вывода и банка знаний как «коллекции» моделей и способов их использования для организации целесообразного определения и отработки штатных и нештатных ситуаций;

- главный оператор системы, осуществляющий контроль и руководство технологическим процессом управления полетом;
- коллектив операторов, ответственных за циклы и операции управления, располагающихся на унифицированных рабочих местах;

- коллектив системных аналитиков – экспертов, способный описать элементы глобальной логической модели знаний и область ее интерпретации в объеме, достаточном для решения задач, которые могут быть поставлены в штатной и нештатной ситуации.

При этом на каждом уровне управления должны решаться взаимосвязанные задачи: контроль текущего состояния технологического процесса управления, контроль состояния КА, принятие решений и выработка УВ.

3.3. ПРИНЦИПЫ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ФОРМАЛИЗАЦИИ И СТРУКТУРИРОВАНИЯ МОДЕЛЕЙ СОСТОЯНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

Из-за сложности оптимального структурно-параметрического синтеза систем рассматриваемого типа при поликритериальном подходе естественным представляется использование в качестве одного из возможных способа, связанного с декомпозицией. Последняя, как отмечалось ранее, сопряжена с необходимостью расчленения задачи аргументированного синтеза АСУ КП на иерархическую систему частных задач путем ее декомпозиции на ряд структурно более простых подсистем, отдельно оптимизируемых на базе введенной в рассмотрение стратифицированной иерархии критериев.

Такой подход может трактоваться как *субоптимальный синтез* системы, осуществляемый путем объединения решений частных задач и усовершенствования этих решений с учетом взаимных связей между ними. Подчеркивая необходимость учета взаимных связей между отдельными подсистемами, мы тем самым обращаем внимание на то, что декомпозиция как метод исследования сложных систем не является в полном смысле чисто формальной операцией.

Если речь идет о сложной системе, состоящей из n элементов, то такая система будет характеризоваться, как известно, наличием $n(n-1)$ возможных связей между ними. В свою очередь, каждая связь характеризуется соответствующим состоянием, в простейшем случае определяемым наличием или отсутствием в данный момент прикладываемого воздействия. Даже для такого элементарного представления, зачастую не удовлетворяющего требуемой полноте описания поведения системы, БКУ, в частности, может быть декомпозирован, например, на такие подсистемы, как система управления бортовыми системами, система контроля и диагностики, система бортовых измерений, бортовой радиотехнический комплекс. К такого типа децентрализованным подсистемам уже применимы достаточно хорошо разработанные методы оптимизации, ориентированные на гарантированное достижение экстремального значения скалярного выражения целевой функции конкретного вида [25, 30].

Следует еще раз отметить, что обычно априори вводимое допущение о наличии слабых связей между отдельными подсистемами декомпозируемой системы, вообще говоря, является достаточно слабым местом рассматриваемого подхода. Действительно, если на практике связи между выделенными подсистемами не являются слабыми, формально осуществляемая декомпозиция к цели не приводит. Наличие сильных связей может коренным образом изменить поведение подсистем. Возникающие при этом качественные изменения не выявляются с помощью приближенных методов, основанных на предположении малости влияния связей. В этом случае должен быть использован иной подход к решению задачи декомпозиции. Таким в достаточной степени универсальным подходом к декомпозиции динамических систем является метод сингулярных структурных возмущений.

Строго говоря, применение метода сингулярных структурных возмущений не решает задачи декомпозиции как таковой, оно дает механизм анализа сложной системы, которая на основе предварительного исследования и оценки малости ряда параметров может быть подразделена на неравнозначные структуры.

В отличие от декомпозиции СТС как динамической системы декомпозиция нединамической ее части обычно происходит в результате иерархического расчленения цели синтеза на промежу-

точные цели на основе распределения (разделения) функций между отдельными элементами структуры АСУ КП.

Исходя из этого принципа НКУ пилотируемых полетов может быть декомпозирован на следующие подсистемы: ЦУП, баллистические центры, центр сбора информации (ЦСИ), систему связи и передачи данных, систему станций слежения, моделирующие средства (МС), систему связи контроля и управления (ССКУ) на базе СР.

Ограничившись изложенными выше соображениями, будем считать, что тем или иным способом динамическая составляющая АСУ КП может быть декомпозирована на s подсистем, каждая из которых описывается своей математической моделью вида

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x}_i(t) = \mathbf{g}_i(\mathbf{x}_i, \mathbf{u}_i^*; t) + \mathbf{h}_i(\mathbf{x}_i; t) \quad (3.3)$$

$$(i=1, 2, \dots, s)$$

при стандартных обозначениях, принятых, например, в [30].

Вектор управления в (3.3) с верхним индексом ($\mathbf{u}_i^*$) отражает тот факт, что рассматривается децентрализованная система, в которой реализуется принцип локально-оптимального управления, предполагающего квазинезависимость подсистем, не располагающих при формировании УВ информацией о состоянии других подсистем.

Если считать, что каждая изолированная подсистема полностью локально управляема, и задать соответствующий локальный критерий и граничные условия, приходим применительно к изложенной постановке к совокупности задач Больца либо эквивалентных им в трактовке принципа максимума или динамического программирования для каждой из рассматриваемых подсистем. Определение $\mathbf{u}_i^*(t)$ при этом сведется к решению стандартных задач оптимального управления. Возможность нахождения обозримого решения при этом будет определяться размерностью и степенью сложности математических моделей рассматриваемых подсистем. Полагая, что соответствующие локально-оптимальные управления могут быть найдены, далее определим механизм объединения подсистем в одно целое с учетом реальных связей (как структурных, так и динамических), действующих при их функционировании. Для сохранения

возможности получения более или менее приемлемой эффективности, несмотря на структурные возмущения, связанные с появлением и исчезновением связей между подсистемами в процессе функционирования системы, целесообразно по возможности сохранять большую степень автономности подсистем. Поэтому в качестве общесистемного критерия оптимальности может быть выбрана простая сумма подсистемных критериев

$$I(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}^*; t) = \sum_{i=1}^s I_i(\mathbf{x}_{i0}, \mathbf{u}_i^*; t_0),$$

где

$$\mathbf{u}^* = \left[(\mathbf{u}_1^*), (\mathbf{u}_2^*), \dots, (\mathbf{u}_s^*) \right]^T. \quad (3.4)$$

Вместе с тем, чтобы такой принцип не вступал в противоречие с системным принципом «целое не есть простая сумма его частей», необходимо учесть их, представляя обрубаемые связи как возмущения при формулировке локальных подсистемных критериев. Подобный подход нашел свое отражение в публикациях В.М. Попова, Д. Шилака, М. Сундаресхана и др.

Ряд подсистем НКУ с большим на то основанием относится к числу так называемых статических объектов, математические модели которых в отличие от динамических объектов, описываемых дифференциальными уравнениями, задаются в виде некоторой зависимости целевой функции от искомым параметров. Задачи оптимизации такого типа подсистем сводятся обычно к математическому программированию.

Обсуждаемый подход к синтезу АСУ КП как сложной технической системы, базирующейся на ее декомпозиции и поэлементной (на уровне подсистем) оптимизации, даже при последующем учете влияния разорванных связей страдает тем недостатком, что не позволяет учесть затрат ресурсов на создание системы требуемого уровня эффективности.

Даже оговорив этот уровень и показав технические пути достижения поставленной цели, мы окажемся в ситуации, когда существует несколько вариантов реализации этой цели, требующих различных затрат ресурсов. Поэтому только с помощью соответствующего критерия, учитывающего и затраты, можно ожидать вы-

бора предпочтительного пути. Обычно затраты ресурсов принято оценивать стоимостью C создания и эксплуатации системы. Тогда показатель эффективности АСУ КП должен зависеть не только от выбранного из технических соображений варианта ее построения, но и от стоимости системы C . Применительно к случаю наиболее рационального расходования ресурсов имеем

$$\max_{x \in X} W^*(x, C) = W^*(x^*, C), \quad (3.5)$$

причем функция, характеризующая зависимость максимального значения показателя эффективности W^* от стоимости C , является возрастающей.

Очевидно, что в рамках решения задачи максимизации рассматриваемого критерия возможны две принципиально различные постановки:

- первая соответствует выбору варианта системы x^* , обеспечивающего при ее заданной стоимости максимальную эффективность;
- вторая предполагает минимизацию затрат на разработку системы, удовлетворяющей заданному уровню эффективности.

Выбор того или иного варианта постановки задачи в значительной степени определяется тем, насколько точно могут быть заданы соответствующие значения затрат и эффективности. Как показывает практика, определение затрат происходит с существенно большими погрешностями, чем численных значений показателя эффективности. В связи с этим обычно предпочтение отдается первой постановке задачи. Отметим, что обсуждаемый интегральный критерий «стоимость–эффективность» относится к типичным показателям векторного типа. К числу наиболее рациональных подходов решения задач многокритериальной оптимизации принято относить метод, базирующийся на использовании так называемого принципа Парето.

Использование в качестве оптимизируемой функции обобщенного интегрального критерия «стоимость–эффективность» приводит к необходимости унификации используемых математических моделей подсистем АСУ КП, которые, как следует из изложенного, существенным образом различаются между собой. Действительно, такие подсистемы, как КА (или ОК), его бортовой комплекс управ-

ления относят к числу эволюционирующих (динамических систем), состояние которых описывается дифференциальными уравнениями. В то же время работа подсистем обработки информации, занимающих в АСУ КП весьма важное место, моделируется с помощью некоторых алфавитных операторов, называемых алгоритмами, задаваемых с помощью конечного числа правил, позволяющих за конечное число шагов найти соответствующее значение выхода подсистемы по известному входному значению. Подсистемы такого типа реагируют на поступление входных сигналов двояко:

- во-первых, их внутреннее состояние изменяется или переходит в новое состояние в соответствии с функцией переходов

$$z(t) = \Phi[z(t-1), x(t)], \quad (3.6)$$

где множество Z , состоящее из дискретных значений $z(t_n)$, или более кратко $z(n)$, является конечным;

- во-вторых, в каждый момент t_n на выходе подсистемы появляется сигнал $y(t)$, определяемый функцией выходов

$$y(t) = \Psi[z(t-1), x(t)]. \quad (3.7)$$

Подобные подсистемы подпадают под определение специальных моделей дискретных детерминированных систем, получивших в литературе название *конечных автоматов*.

Наконец, для того чтобы информацию в АСУ КП можно было обработать и использовать для принятия решения, она должна иметь подсистемы, функционирование которых носит характер обслуживания поступающих в систему заявок. Для выполнения совокупности операций, входящих в процедуру обслуживания, система должна обладать специальными каналами или линиями. На практике основную роль играют случайные (стохастические) потоки заявок, описание которых в общем случае требует оперирования многомерными распределениями. Для описания функционирования систем массового обслуживания весьма эффективным оказывается использование аппарата теории марковских процессов.

Перечисленные математические схемы (динамические системы, конечные автоматы, системы массового обслуживания), а также некоторые другие варианты представления моделей подсистем АСУ

КП широко применяют для исследования сложных систем. Однако при отсутствии единого формального описания различных элементов системы трудно рассчитывать на создание общих, в достаточной степени универсальных методов исследования, а также единого подхода к их анализу и синтезу. Поэтому введение унифицированной абстрактной математической схемы описания, позволяющей единообразно представлять все элементы системы (дискретные, непрерывные, детерминированные, стохастические), имеет весьма важное значение. Очевидно, что такого типа унифицированная схема должна обладать достаточно общими свойствами, позволяющими использовать ее для описания разнообразных типов реальных подсистем и элементов: иметь динамический характер, описывать обмен воздействиями (сигналами) с внешней средой и учитывать действие случайных факторов. Вместе с тем эта модель должна удовлетворять условию построения эффективного аппарата эквивалентных преобразований и синтеза системы. Последнее требование предполагает наложение на множества состояний, сигналов и сообщений, а также на операторы переходов и выходов дополнительных (по отношению к стохастическим системам общего вида) ограничений (обычно в части удовлетворения условиям марковского процесса, кусочно-непрерывной, кусочно-линейной аппроксимации).

Наиболее удобной схемой, используемой для унифицированного математического описания подсистем АСУ КП и удовлетворяющей указанным требованиям, является *схема агрегатного представления моделей*. Если ограничиться трактовкой агрегата АСУ КП как некоторой системой преобразования информации для целей управления, то под агрегатом следует понимать объект, определяемый множествами T, X, U, Y, Z , элементы которых $t \in T$ – время; $x(t) \in X$ – входное воздействие; $u(t) \in U$ – управление, $y(t) \in Y$ – выходное воздействие; $z(t) \in Z$ – состояние, а также случайными операторами переходов и выходов H и G , реализующими функции $z(t)$ и $y(t)$.

Помимо перечисленных множеств дополнительно введем пространство параметров агрегата B , элементы которого $\beta = (\beta_1, \dots, \beta_r) \in B$ называют *конструкционными параметрами*.

Предварительно рассмотрим реализацию операторов выходов G . Представим его в виде совокупности операторов G' и G'' .

Первый вырабатывает очередные моменты выдачи непустых выходных сигналов, а второй – содержание сигналов. Построение этих операторов зависит от следующих соображений. В пространстве состояний агрегата Z для каждого значения $\beta \in B$ и $u \in U$ находим некоторое множество $Z_{(u, \beta)}^Y \subset Z$, вид которого зависит от u и β . Это множество определяет моменты выдачи выходных сигналов, т. е. если для рассматриваемого момента времени t состояние $z(\tau)$ не принадлежит $Z_{(u, \beta)}^Y$ при $t - \varepsilon < \tau < t$, где $\varepsilon > 0$ – достаточно малое число, а $z(t) \in Z_{(u, \beta)}^Y$, то t является моментом выдачи непустого выходного сигнала

$$y = G''\{t; z(t), u(t), \beta\}. \quad (3.8)$$

Поскольку G'' представляет собой компоненту случайного оператора G , оператор G'' также является случайным. В свою очередь, это означает, что фиксированным значениям $t; z(t), u(t)$ и β ставится в соответствие не одно строго определенное значение y , а некоторое множество их с соответствующим распределением вероятностей, задаваемых оператором G'' .

Функции оператора G' сводятся к установлению момента достижения функцией $z(t)$ подмножества $Z_{(u, \beta)}^Y$, соответствующего моменту формирования выходного сигнала $y(t)$. Этот сигнал зависит от последнего управляющего сигнала $u(t)$, который, в свою очередь, влияет на состояние агрегата $z(t)$, являющееся аргументом оператора G'' . На этом и базируется один из возможных способов управления агрегатом посредством управляющих сигналов, поступающих из внешней среды.

Обсудим теперь назначение и вид оператора переходов H .

Пусть в отличие от $z(t)$ состояние агрегата характеризуется также состоянием $z(t+0)$, в которое агрегат переходит за бесконечно малый интервал времени. Очевидно, что вид оператора H будет зависеть от того, поступают или не поступают в течение рассматриваемого интервала времени входные и управляющие

воздействия. В соответствии с этим он может быть представлен в виде совокупности трех случайных операторов: V^0 , V' , V'' .

Если t'_n – момент поступления в агрегат входного сигнала x'_n , тогда

$$z(t'_n + 0) = V' [t'_n; z(t'_n), u(t'_n), x'_n, \beta], \quad (3.9)$$

где $u(t'_n)$ – последнее УВ, поступившее в момент $t < t'_n$.

Если t''_n – момент поступления в агрегат управляющего сигнала $u(t''_n)$, то

$$z(t''_n + 0) = V'' [t''_n; z(t''_n), u(t''_n), \beta]. \quad (3.10)$$

Далее, если t_n – момент одновременного поступления в агрегат входного x_n и управляющего u_n сигналов, то

$$z(t_n + 0) = V' \{ t_n; V'' [t_n; z(t_n), u_n, \beta], u_n, x_n, \beta \}. \quad (3.11)$$

В (3.11) под $V'' [t_n; z(t_n), u_n, \beta]$ понимается не оператор, а результаты его воздействия на агрегаты $[t_n, z(t_n), u_n, \beta]$, определяющие элементы множества Z , т. е.

$$z(t_n + 0) = V' [t_n; z'(t_n + 0), u_n, x_n, \beta], \quad (3.12)$$

где $z'(t_n + 0)$ определяется соотношением (3.10) для $[t_n; z(t_n), u_n, \beta]$.

Наконец, когда полуинтервал $(t_n, t_{n+1}]$ не содержит моментов поступления входных и управляющих сигналов, за исключением t_{n+1} , t_n – момента поступления входного или управляющего сигнала, то $t \in (t_n, t_{n+1}]$,

$$z(t) = V^0 [t; t_n, z(t_n + 0), u(t_n), \beta], \quad (3.13)$$

где под $u(t_n)$ понимается последний управляющий сигнал, поступивший в момент $t \leq t_n$.

Осуществив таким образом унифицированное математическое описание подсистем и элементов АСУ КП и выбрав на основе решения оптимизационных задач приемлемый вариант номинального состава структуры, получаемой в результате агрегатирования, на конечном этапе работы с моделью системы ее необходимо подвергнуть структурному анализу. Задача структурного анализа заключается в получении качественных характеристик системы в целом на основании рассмотрения структур агрегатов и связей между ними. С математической точки зрения смысл этой задачи заключается в переходе от описания непосредственных связей между элементами системы к описанию структурных конфигураций. При этом обычно требуется принять во внимание три уровня описания связей между подсистемами (элементами):

- наличие (или отсутствие) связи;
- направление передачи сигналов;
- виды сигналов (входные и управляющие).

На первом уровне изучаемой системе может быть поставлен в соответствие, как отмечалось ранее (см. § 3.2), неориентированный граф, вершинами которого служат элементы системы, а ребрами – существующие непосредственные связи между ними.

На втором уровне, когда задано направление передачи сигналов между элементами, анализ структуры системы сводится к изучению отношения источник – потребитель сигналов. При этом каждой из изолированных подсистем, входящих в систему, ставится в соответствие связанный ориентированный граф, направление дуг которого совпадает с направлением передачи сигналов.

На третьем уровне описания связей между элементами системы, на котором учитываются виды сигналов, структурный анализ системы заключается в изучении отношений предшествования – следования и управления – подчинения.

Далее по результатам классификации в общем случае могут быть построены два ориентированных графа: непосредственного следования и непосредственного подчинения. Для каждого из них должен быть выполнен весь комплекс исследований, аналогичных исследованиям второго уровня.

Методы структурного анализа неориентированных и ориентированных графов достаточно широко представлены в специальной литературе. Получение наиболее существенных результатов в этой

области обычно связывают с такими именами, как К. Берж, А. Зыков, О. Оре и др. Учитывая, что рассмотрение данных методов выходит за рамки настоящего пособия, не будем останавливаться здесь на изложении их содержания, адресуя заинтересованного читателя к первоисточникам.

3.4. ФУНКЦИОНАЛЬНО-СТРУКТУРНЫЙ ПОДХОД К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧ СИНТЕЗА ТЕХНОЛОГИЙ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

Поскольку процесс целенаправленного воздействия на объект управления со стороны технических средств АСУ КП существенно более важен, чем методология оптимального проектирования (синтеза) этих средств применительно к содержанию данной книги, приоритетным является обсуждение возможных подходов к синтезу именно технологий управления (ТУ). Этой проблеме мы и посвятим завершающую часть гл. 3, ориентируясь в значительной степени на результаты, полученные В.Д. Бабишиным [3].

Введением термина «технология управления» здесь подчеркивается, что речь идет не только об используемом методе, а тем более законе управления, но и наиболее глубоком и детальном проникновении в сущность целесообразной совокупности методов, предполагающем необходимость формализации деталей процесса, включая его отдельные операции и их составные части, указания используемого при этом оборудования и режимов функционирования, отводимого на выполнение операций времени и т. д.

Как было показано ранее (см. § 3.3), математическое моделирование процесса функционирования АСУ КП невозможно в рамках одного класса моделей. Учитывая, что решение задач синтеза технологий автоматизированного управления предполагает использование концепции системного (комплексного) моделирования, под которым понимается многоаспектное, многокритериальное моделирование СТС и комплексов с учетом факторов неопределенности, приоритетными должны считаться проблемы выбора и согласования (координации) применяемых моделей.

Как следует из некоторых работ (см., например, [91]), наиболее достоверные результаты оценки эффективности АСУ (без чего не-

возможен синтез рациональной структуры ТУ АСУ КП) могут быть получены в рамках соответствующей имитационной системы (ИС), в которой за счет интеграции иерархического комплекса аналитических и имитационных моделей элементов рассматриваемой предметной области происходит взаимная компенсация недостатков каждого из привлекаемых классов моделей. Согласно концепции информационного обеспечения ТЦУ, в состав ИС наряду с комплексом моделей информационного обеспечения и аналитических моделей должны входить ИБД с базой данных и базой знаний, а также подсистема управления и сопряжения, предназначенные для организации взаимодействия всех компонентов ИС с лицом, принимающим решение в режиме интерактивного диалога.

Будучи иерархической, многоуровневая полимодельная структура комплекса включает три основных уровня описания:

- уровень моделей базового описания предметной области;
- уровень имитационных моделей;
- уровень динамических дифференциальных и (или) аналитических моделей (последние предпочтительны).

При этом она должна давать возможность [3] исследователю с разной степенью детализации (в зависимости от целей исследования) формализовывать происходящие в АСУ КП процессы, оперативно перестраивать структуру каждой модели и механизм взаимодействия моделей.

В рамках обсуждаемой структуры комплекса моделей при решении конкретной задачи можно выполнять также необходимые операции, связанные с декомпозицией и агрегатированием моделей, описывающих заданную предметную область.

Решение задач синтеза ТУ КА с использованием принципов полимодельного и многокритериального подхода позволяет повысить достоверность принятого решения при согласовании разнородных моделей и доказать, что выбранный в конкретных условиях альтернативный ТЦУ из числа недоминируемых (не улучшаемых одновременно по всем показателям) является оптимальным.

В процессе решения частных задач синтеза технологий управления АСУ КП может быть использовано достаточно большое количество схем (процедур) взаимодействия соответствующих моделей внутри- и межмодельного согласования целевых функций.

В конечном счете они сводятся [91] к следующим трем вариантам.

1. Постановка и решение задачи синтеза ТУ КА как задачи однокритериальной оптимизации обобщенной целевой функции на аналитической модели большой размерности путем декомпозиции общей модели и оптимизации конкретных моделей с использованием частных целевых функций. Данный подход аналогичен процедуре структурно-параметрической оптимизации АСУ КП, рассмотренной в § 3.3.

2. Постановка и решение задачи однокритериального синтеза ТУ КА на имитационной модели большой размерности на основе построения совокупности описывающих аналитических моделей, согласуемых на основе принципа Парето, путем проведения имитационных экспериментов с паретовыми альтернативами для поиска точки на Парето-множестве, доставляющей экстремум исходному векторному показателю эффективности системы.

3. Постановка и решение задачи многокритериального синтеза ТУ КА на комплексе моделей как задачи выбора с многими отношениями предпочтения, осуществляемого путем задания множества Парето с помощью основополагающей многокритериальной модели сужения этого множества на основе анализа его свойств в ходе интерактивного диалога ЛПП при взаимодействии с ЭВМ.

Как следует из [3], последний вариант при сужении множества Парето, например, на основе лексикографического результирующего отношения предпочтения совместно с результирующим отношением допустимости создает наиболее благоприятные возможности для принятия всесторонне обоснованных решений, основывающихся на анализе поведения различных частных целевых функций внутри этого множества.

В заключение приведем краткое описание процедуры синтеза ТУ КА, соответствующей заимствованной из работы [3] обобщенной схеме структурно-функционального синтеза технологии автоматизированного управления.

Соответствующая процедура складывается из следующих этапов:

Этап 1 – формирование исходных данных построения концептуальной модели функционирования АСУ КП.

Этап 2 – синтез комплексной аналитико-имитационной модели системы, выявление функциональных связей подсистем и отдельных элементов структуры.

Этап 3 – формализация задач синтеза технологии управления, реализуемой в АСУ КП.

Этап 4 – алгоритмизация и программирование имитационной модели.

Этап 5 – алгоритмизация и программирование аналитической модели.

Этап 6 – подготовка и корректировка исходных данных для аналитической и имитационной моделей.

Этап 7 – интерактивное взаимодействие (обмен информацией) между ЛПР и ЭВМ на разных этапах синтеза технологии управления, планирование расчетно-вычислительных работ.

Этап 8 – интерактивное решение задачи синтеза технологии управления с использованием аналитических моделей.

Этап 9 – анализ и синтез вариантов структуры ТУ с использованием имитационных моделей.

Этап 10 – взаимодействие аналитических и имитационных моделей при их совместном использовании для решения исходной задачи синтеза ТУ.

Этап 11 – получение и анализ промежуточных результатов субоптимизации.

Этап 12 – коррекция процедур поиска оптимизационных решений.

Этап 13 – получение и анализ промежуточных результатов экспериментов на имитационной модели.

Этап 14 – коррекция результатов имитационных экспериментов на основе анализа полученных данных.

Этап 15 – формирование и выдача ЛПР результатов синтеза процедур ТУ в АСУ КП.

Этап 16 – окончательный анализ полученных результатов, принятие решений относительно продолжения процесса синтеза ТУ в АСУ КП.

При необходимости этапы 6, 12 и 14 могут повторяться в ходе интерактивного поиска наилучшего структурного построения ТУ КА.

Общими недостатками всех существующих методов поиска решения на основе изложенного подхода являются:

- исключительно большие затраты машинного времени на поиск приемлемого решения;
- сложность учета неопределенности воздействия факторов внешней среды на синтезируемую систему;

- трудность сужения множества допустимых структур ТУ в АСУ КП;

- практическая невозможность гарантии получения глобального экстремума целевой функции в процессе поиска оптимального решения.

Отчасти указанные недостатки могут быть преодолены, как следует из работ Б.В. Соколова (см., в частности, [91]), в результате:

- а) согласования разнородных моделей как на алгоритмическом, так и на программно-информационном уровнях путем применения процедур интерактивного поиска распределения функций и задач, решаемых системой по соответствующим узлам, элементам и подсистемам в том случае, когда указанные задачи формулируются как задачи математического (дискретного) программирования большой размерности;

- б) алгоритмического учета влияния факторов внешней среды при дооснащении имитационной модели стохастическими динамическими моделями;

- в) повышения уровня адекватности моделей реальному процессу на стадии разработки единой структурно-математической основы, заданной в виде динамического альтернативного графа;

- г) реализации принципа адаптации при формировании УВ.

3.5. ОЦЕНКА ПОТЕНЦИАЛЬНОЙ СПОСОБНОСТИ ДОПУСТИМЫХ ТЕХНОЛОГИЙ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ ПОЛЕТОМ ПО РЕШЕНИЮ ЦЕЛЕВЫХ ЗАДАЧ НА ОСНОВЕ ПОСТРОЕНИЯ МНОЖЕСТВ ДОСТИЖИМОСТИ

При решении задач выбора целевой структуры АСУ КП (см. § 2.3) применение изложенного в § 3.4 подхода в полном объеме представляется не всегда обязательным, иногда излишним в силу сложности, чересчур больших временных и материальных затрат.

Синтез ТУ в рамках обсуждаемого подхода ориентирован на вполне определенную структуру АСУ КП. В какой-то степени соответствующая процедура аналогична процедуре параметрической

оптимизации системы в заданной структуре. Другими словами, поиск рациональных решений должен осуществляться не за счет изменения элементов или связей системы, а за счет выбора вариантов управления КА либо, в крайнем случае, перераспределения функций между БКУ и НКУ на основе предварительного анализа показателей целевых и информационно-технологических возможностей АСУ КП заданной структуры.

Для решения такого рода задач исключительно важным является выбор системы количественных показателей, используемых для оценки потенциальной эффективности функционирования АСУ КП.

В зависимости от постановки задачи (детерминированной или стохастической) система этих показателей, естественно, будет меняться.

Так, если для детерминированной постановки в качестве обсуждаемых показателей используют, например, число обслуживаемых АСУ КП космических аппаратов орбитальной группировки на фиксированном временном интервале либо общее число технологических операций управления, проведенных с КА на заданном интервале (t_0, t) , то для стохастической постановки они уже трансформируются в математическое ожидание обслуженных по заданной технологии КА на интервале $\sigma_1 < \sigma$ или в вероятность выполнения к заданному времени всех требуемых ТО.

Будучи по своей природе статическими, т. е. независимыми от времени, они могут быть распространены и на динамические процессы, если увязать характер их изменения с временными вариациями состояния динамической системы ОУ – АСУ КП с помощью соответствующих динамических уравнений состояния.

Поскольку указанные уравнения представляют собой нестационарные конечномерные дифференциальные уравнения, описывающие состояния динамических систем с перестраиваемой структурой, задача оценивания введенных выше показателей может быть сведена к задаче оценивания управляемости как фундаментальной характеристики динамических систем [25, 30] на основе построения и анализа соответствующей области достижимости [47]. Построение данной области (множества $D(t, t_0, \mathbf{x}(t_0))$), где $\mathbf{x}(t_0)$ – начальный вектор состояния системы, будет эквивалентно по содержанию всей необходимой информации о допустимых ус-

ловиях функционирования АСУ КП для заданной структуры и введенных ограничений.

В рамках обсуждаемой постановки задача синтеза ТУ (либо ее частных вариантов) формулируется как

$$\begin{aligned} I_{об}(\mathbf{x}(t)) &\rightarrow \text{extr}, \\ \mathbf{x}(t) &\in D(t_f, t_0, \mathbf{x}(t)), \end{aligned} \quad (3.14)$$

где $I_{об}(\mathbf{x}(t))$ – преобразованный к терминальному виду обобщенный функционал (типа функционала Майера), характеризующий качество работы АСУ КП; $D(t_f, t_0, \mathbf{x}(t))$ – множество достижимости динамической системы ОУ – АСУ КП.

Как уже отмечалось, для рассматриваемого типа задач характерна большая размерность, как в пространстве состояний, так и в пространстве управлений, поэтому на практике при расчете множества достижимости $D(t_f, t_0, \mathbf{x}(t))$ используют разного рода упрощения, связанные, например, с аппроксимацией соответствующего множества.

В работе [98], в частности, задача построения области достижимости системы типа ОУ – АСУ КП сведена к многократному решению задачи оптимального программного управления элементами и подсистемами АСУ с функционалом вида

$$\begin{aligned} I_{об} &= \mathbf{c}^T \mathbf{x}(t_f) \rightarrow \min, \\ \mathbf{u} &\in Q(\mathbf{u}), \end{aligned} \quad (3.15)$$

где $\mathbf{c}$ – заданный вектор, удовлетворяющий условию нормирования $|\mathbf{c}| = 1$.

В результате поиска $\mathbf{u}^*(t)$ для каждого фиксированного значения s можно получить точку $\mathbf{x}^*(t_f)$, лежащую на границе множества достижимости и опорную гиперплоскость вида $\mathbf{c}^T \mathbf{x}(t_f)$ к этому множеству, содержащую точку $\mathbf{x}^*(t_f)$. Найдя $\mathbf{x}_\beta^*(t_f)$ и опорные гиперплоскости для заданного числа вариантов варьиро-

вания компонент вектора $\mathbf{c}_\beta$ при $\beta = 1, \dots, k$, где k – число варьируемых вариантов, можно получить как внешнюю $(D^{(+)})$, так и внутреннюю $(D^{(-)})$ аппроксимацию множества достижимости.

Для рассматриваемого класса моделей динамических систем выпуклость области достижимости, по крайней мере, внешней аппроксимации $(D^{(+)}) (t_f, t_0, \mathbf{x}(t))$ доказывается в работе [98]. Там же показано, что внешняя аппроксимация областей (множеств) достижимости данного типа есть выпуклый многогранник, вершинами которого являются точки $\mathbf{x}_\beta^*(t_f)$, при этом чем больше k , тем $D^{(+)}$ и $D^{(-)}$ ближе к истинному значению множества достижимости. В основу алгоритма построения многогранников $D^{(+)}$ и $D^{(-)}$ может быть положен метод Крылова – Черноусько [98].

Методика построения областей достижимости для динамических моделей, описывающих функционирование АСУ КП, достаточно подробно рассмотрена в [3].

Глава 4

СИСТЕМНЫЕ АСПЕКТЫ АЛГОРИТМИЗАЦИИ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

4.1. МЕСТО БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ В СТРУКТУРЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

Под *баллистико-навигационным обеспечением* принято понимать [2, 31, 33, 34, 35] в достаточной степени самостоятельный раздел баллистики и навигации КА, входящий составной частью в теорию управления космическими полетами и отражающий постановку задач, методов и алгоритмов их решения, а также комплекс технологических и вычислительных процедур, используемых при проведении всего цикла исследовательских, проектно-конструкторских и расчетных работ на этапах подготовки, планирования, получения и анализа промежуточных, а также конечных результатов космического полета в части, относящейся к динамике движения центра масс КА.

Безусловно, БНО наряду с другими элементами – составная часть ТУ АСУ КП. Вместе с тем справедливо и другое утверждение: баллистико-навигационного обеспечение является одним из первоочередных системообразующих элементов планирования процесса управления космическими полетами.

Доказательств тому множество. Ограничимся изложением только двух подтверждающих данный тезис соображений.

1. В рамках испытательного полета любого типа летательных аппаратов кроме КА, осуществляемого при проведении ЛКИ, всегда номинально присутствуют все остальные элементы управления полетом (планирование, определение текущего состояния и/или программное управление, телеметрия, моделирование работы систем, послеполетный анализ), исключая БНО в его полном объеме.

2. Ни один другой вид обеспечения не требует по отношению к себе такого координированного организационного, информационно-технического и программно-математического «подобеспечений», как БНО.

Не умаляя роли других видов обеспечений, без реализации которых управление космическими полетами невозможно, все же подчеркнем роль БНО, проблемы которого, по существу, дублирующие на более низком иерархическом уровне проблемы управления КП в целом, должны включать:

- научно-теоретические аспекты формулирования и решения системных задач, естественным образом входящих в реально функционирующую сложную систему управления космическими полетами;

- математические и модельные аспекты функционирования всего НКУ и автоматизированной системы управления ТЦ БНО, в частности;

- организационно-техническую сторону оперативного управления полетами, в том числе обеспечение наилучшего взаимодействия специалистов и служб на всех этапах управления в зависимости от складывающейся баллистической обстановки, передачу на борт всей необходимой баллистической информации, баллистическое обеспечение формирования управления движением, координацию работы наземных средств слежения за космическими аппаратами, связанную с обработкой поступающей баллистической информации.

4.2. СОСТАВ, ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ И ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОМУ ОБЕСПЕЧЕНИЮ

Выполнение комплекса работ по БНО относится к прерогативе специальных групп, входящих в состав служб ЦУП или отдельно-го баллистического центра.

На разных этапах управления КП задачи службы БНО существенно разнятся.

На этапе *планирования и подготовки полета* они сводятся к выбору баллистической схемы полета, конфигурации технических средств и их комплектации, разработке методов и алгоритмов решения задач БНО, созданию ПМО, подготовке специалистов к работе с конкретным КА.

На этапе *оперативного управления полетом* осуществляются все виды работ, связанные с приемом и обработкой поступающей измерительной информации о движении центра масс КА, решением баллистических задач, анализом результатов их решения и выдачей данных, необходимых для управления полетом, персоналу ГОГУ.

На этом этапе исключительно важное значение приобретает организация взаимодействия службы БНО с другими участниками. При подготовке к *спуску с орбиты* служба БНО взаимодействует с поисково-спасательной службой при выборе места и условий посадки, а во время *проведения экспериментов* на борту КА или орбитального комплекса – с организациями, ответственными за научную и содержательную стороны этих экспериментов.

На этапе *послеполетного анализа* служба БНО детально анализирует полученные измерительные и телеметрические данные, не нашедшие применения на этапе оперативного управления, систематизирует их и передает заинтересованным научным организациям.

Основным видом взаимодействия баллистической службы с другими службами ЦУПа является автоматизированный обмен данными между информационно-вычислительными комплексами обеспечивающих полет служб. Кроме того, необходимые баллистические данные передаются персоналу управления на коллективные и индивидуальные СООИ.

Информационный обмен реализуется в согласованных форматах данных, что определяется не только большим числом различ-

ных задач и типов передаваемой информации, но также требованиями удобства контроля и использования данных в автоматизированных информационно-вычислительных комплексах (ИВК).

Территориально распределенные технические и вычислительные средства баллистической службы должны быть соединены специализированными каналами связи и локальными сетями в единый баллистический ИВК.

Главные требования, предъявляемые к БНО, сводятся к точности, достоверности и надежности результатов и решений, а также исключительно высокой оперативности (малым интервалам времени) их получения.

Высокая требуемая точность и надежность баллистических расчетов вполне оправдана, что видно из следующего примера [34]. Скорость полета орбитального комплекса «Союз–Салют – Прогресс» определялась с точностью $\sim 0,05$ м/с, что при абсолютной скорости полета около 8 км/с составляет $\sim 0,0006$ %. Однако даже эта погрешность приводит к тому, что за один виток (оборот вокруг Земли) КА отклоняется от расчетного положения на 800 м вдоль орбиты, а за сутки – на 12 км. При этом следует помнить, что движение КА непрерывно возмущается из-за динамических операций КА, а также многих других факторов, в частности, для ИСЗ за счет неучитываемых колебаний плотности атмосферы.

Все навигационные расчеты, их анализ и выработка рекомендаций должны выполняться в сроки, регламентированные планом управления полетом. Эти сроки зачастую оказываются чрезвычайно жесткими, особенно при сложных динамических операциях – коррекции, маневрах, спуске. Дело в том, что баллистическая служба на наиболее ответственных участках (сближении, спуске) наряду с расчетами, обеспечивающими управление полетом по номинальной штатной программе, должна выполнять расчеты нескольких возможных нештатных ситуаций. Это делается для того, чтобы при поступлении сведений о нарушении штатной программы можно было достаточно быстро перейти на выполнение некоторой другой, заранее предусмотренной нештатной программы, что повышает надежность управления полетом в целом.

Все основные расчеты баллистическая служба проводит на ЭВМ с использованием сложных комплексных программ. Общий объем команд БНО полета орбитального комплекса «Союз–Салют–

Прогресс» составлял, например, более миллиона команд. Специалисты баллистической службы контролируют автоматический вычислительный процесс и имеют возможность управлять им.

4.3. ФОРМУЛИРОВАНИЕ ОСНОВНЫХ ЗАДАЧ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Основные задачи баллистико-навигационного обеспечения управления полетом укрупненно можно подразделить [34] на два направления:

- непосредственного определения или изменения параметров движения КА в пространстве в текущий или наперед заданный момент времени;
- получения всех сопутствующих баллистических данных в предположении известного движения КА.

Наибольшие сложности возникают при решении задач первого направления, так как они охватывают всю динамику движения аппарата.

Задачи второго направления связаны с расчетом *стандартной баллистической информации* (СБИ). Номенклатура их весьма обширна начиная с времени существования КА и кончая такими специфическими вопросами, как определение времени или высоты его пролета над каким-то районом Земли, определение освещенности КА на орбите и т. д. Получение СБИ не столь сложно, ибо основывается на самых общих законах космической баллистики с учетом возможных различий конкретных объектов, но зачастую сопряжено с большим объемом вычислений.

Из изложенного следует, что собственно БНО начинается с момента запуска КА в космическое пространство. Но этому предшествует огромная подготовительная работа, включающая, по крайней мере, два этапа – баллистического проектирования полета и его баллистического планирования.

Работы первого этапа начинают с момента, когда принято решение о запуске КА. После завершения этих работ можно приступить к этапу баллистического планирования полета КА.

Лишь осуществив весь комплекс подготовительных работ, можно переходить непосредственно к этапу оперативного баллистического обеспечения управления космическим полетом.

После выполнения программы полета начинается этап после-полетного анализа полученных результатов. К его задачам относятся, в частности:

- точное восстановление орбиты КА на всех участках полета по совокупности всех результатов измерений и дополнительных телеметрических данных с учетом уточненных параметров используемых моделей;

- экспериментальную оценку точностных характеристик бортовых и наземных систем и результатов их функционирования в полете; выдачу рекомендаций по дальнейшему совершенствованию указанных систем;

- баллистический анализ нештатных ситуаций;

- формирование базы данных для послеполетной обработки результатов экспериментов, в том числе БД с эфемеридами КА на всех участках его движения, параметрами ориентации аппарата и характеристиками его бортовых систем; БД траекторных измерений и т. п.

Наконец, следует упомянуть [34] еще об одном этапе работ – решении научных задач по результатам БНО. Это перспективное и интересное направление связано с уточнением фундаментальных констант, параметров моделей, координат привязки измерительных средств к поверхности Земли и т. д. За прошедшие годы удалось принципиальным образом уточнить ряд параметров моделей, используемых при описании движения КА, и процесса измерений (астрономических постоянных, гравитационного и магнитного полей Земли, параметров атмосферы Земли; характеристик солнечного давления; координат измерительных средств), а также моделей движения небесных тел.

Принимая во внимание специфику перечисленных работ, все задачи и пути их решения, нужно четко определить и регламентировать, т. е. разработать специальные алгоритмы с учетом баллистических и математических особенностей задач, а также бортовых и наземных систем, участвующих в управлении космическим полетом. В итоге требуется создать *специальное программно-математическое обеспечение* (СПМО), представить все на языке математики и программных комплексов, ибо решение задач БНО невозможно без использования современной вычислительной техники. Ввиду исключительной ответственности за правильность полученных результатов работы по БНО должны выполнять высоко-

квалифицированные специалисты, владеющие в полном объеме баллистическими методами и понимающие особенности работы основных систем КА.

4.4. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМ ЦИКЛОМ

Управление технологическим циклом БНО по аналогии с формированием ТУ АСУ КП осуществляет интегрированная автоматизированная система ТЦ БНО (АС ТЦ БНО), входящая в структуру НКУ и предназначенная для решения баллистико-навигационных задач (БНЗ) в интересах различных комплексов и обеспечения космического полета.

Автоматизированная система БНО, общий вид которой ориентирован на группировки беспилотных КА, изображен на рис. 4.1, является сложной территориально-распределенной информационно-управляющей системой с соответствующими видами обеспечения [12, 13, 45, 55, 66, 71, 83]. Она включает информационно-вычислительные средства, средства связи и передачи данных, ПМО и средства поддержки в виде структур баллистического и технического обеспечения. Как и АСУ КП, АС ТЦ БНО имеет централизованную иерархическую структуру с ПМО, представляющим совокупность функционально и информационно связанных по уровням иерархии программных комплексов разного назначения, обеспечивающих целостность средств автоматизации, управление их функционированием, решение любых БНЗ при испытаниях и эксплуатации КА [35].

В число задач АС ТЦ БНО входят:

- отработка, тестирование и практическое воплощение методов и алгоритмов решения БНЗ на ЭВМ;
- обеспечение юстировки, выявление эталонов и тарирование измерительных средств автоматизированного управления;
- сбор, предварительная обработка и оценка качества сеансов измерений текущих навигационных параметров;
- решение задач БНО управления средствами НКУ;
- выдача исходных баллистических данных элементам НКУ и внешним организациям для планирования работ и управления КА;

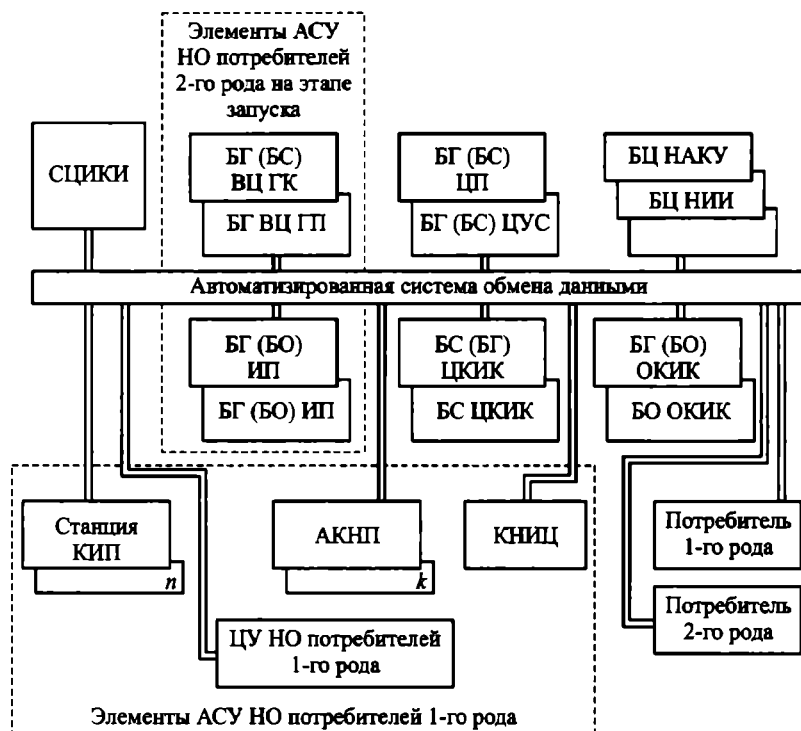


Рис. 4.1. Общий вид АС БНО, как сложной территориально-распределенной информационно-управляющей системы:

СЦИКИ – специальный центр использования космической информации; БГ – баллистическая группа; БС – баллистический сектор; КНИЦ – координационный научно-информационный центр; ВЦ – вычислительный центр; ГК – государственный космодром; ГП – государственный полигон; НО – навигационное обеспечение; ЦУ – центр управления; ЦУП – центр управления полетом; ЦУС – центр управления системой; БЦ – баллистический центр; БО – баллистическое отделение; АКНП – аппаратура контроля навигационного поля; ИП – измерительный пункт (потребитель 1-го рода – потребитель, производящий собственное навигационное обеспечение; потребитель 2-го рода – потребитель, осуществляющий навигационное обеспечение некоторого связанного с ним объекта)

- обмен баллистическими и технологическими данными;
- астрономическое обеспечение НКУ.

Формализация функционирования системы предполагает [55] введение в рассмотрение по аналогии с ТУ АСУ КП понятий технологической операции (ТО) и технологического цикла (ТЦ), под которыми понимают следующее:

- ТО – действие, выполняемое над массивом данных, принадлежащих одному КА;
- ТЦ – целенаправленная упорядоченная совокупность ТО, каждая из которых связана определенным отношением, по крайней мере, еще с одной ТО.

К ТЦ предъявляют жесткие требования по точности решения БНЗ и оперативности получения результатов отдельных задач и цикла в целом. Обычно ТЦ принято подразделять на оперативную и неоперативную части.

Работы по БНО управления одиночным аппаратом или некоторой совокупностью КА в течение заданного опорного промежутка времени (например, суток) объединяют в оперативный (суточный) план.

Тогда процесс, состоящий из множества ТЦ, технологических и вспомогательных операций (ВО) и обеспечивающий выполнение оперативного плана, будем называть технологическим процессом БНО. Если известно множество ТО $\{TO_1\}$ и определено понятие отношения r_{ij} между i -й и j -й операциями, то ТЦ может быть представлен в виде

$$ТЦ = \langle \{TO_1\}, r_{ij} \rangle. \quad (4.1)$$

По определению технологический процесс (ТП) управления БНО является композицией ТЦ, ТО и ВО:

$$ТП = \langle \{TO_1\}, \{ТЦ_k\}, \{ВО_m\}; r_n \rangle, \quad (4.2)$$

где r_n – коэффициент, характеризующий отношения между ТО, ТЦ и ВО.

В основу построения СУ БНО положены три основных принципа: автоматизация, интеллектуализация и гибкость. Реализация первых двух связана с созданием СУ, сводящей к минимуму участие оператора в управлении выполнением ТЦ в штатной ситуации. Так

как управление ТЦ БНО невозможно традиционными методами и приемами, при построении СУ должны быть использованы положения теории ситуационного управления, применяемой для автоматизации интеллектуальных функций управления сложными системами организационно-диспетчерского типа.

В ходе выполнения оперативного плана могут возникать ситуации, в которых, с одной стороны, обнаруживается резкое противоречие между планом и реальным ходом ТЦ, с другой – у оператора (либо у ЛПР) отсутствуют четкие представления о том, что необходимо сделать для ликвидации последствий отклонения. Возможны два случая отклонений такого рода.

В первом оператору неизвестны способы действий, поскольку подобная нештатная ситуация не встречалась ему ранее и не предусмотрена инструкцией.

Во втором, несмотря на необычность ситуации, в распоряжении оператора есть отдельные приемы управления, комбинация которых позволяет решить задачу (так называемая плановая нештатная ситуация).

Вследствие указанных обстоятельств СУ ТЦ должна не только интерпретировать текущую ситуацию и прогнозировать будущее, но и диагностировать причины возникновения ситуаций, формулировать план действий и контролировать его выполнение. Эти функции СУ ТЦ могут быть реализованы только при использовании помимо метода ситуационного управления методов искусственного интеллекта, предполагающих описания предметной области в базе знаний и наличие логического механизма поддержки принятия решения.

Как следствие, СУ ТЦ кроме управляющего элемента должна содержать экспертную систему (см. § 3.2), предназначенную для накопления знаний о предметной области, анализа текущего состояния объекта управления и поддержки принятия решения по выполнению ТЦ в зависимости от складывающейся ситуации.

Технологическая гибкость определяется уровнем инвариантности показателей качества ТЦ к технологическим возмущениям, а оперативная гибкость оценивается по значению отклонений этих показателей при изменении номенклатуры КА в пределах допустимого множества. Кроме того, целесообразно ввести понятие интерактивной гибкости, которая определяется временем адаптации оператора к проведению ТЦ, принятого на обслуживание КА.

С учетом изложенного на самом высоком уровне иерархической структуры рассматриваемая система может быть представлена в виде множества подсистем

$$K = \{D, \Phi, B\}, \quad (4.3)$$

где D – управляющая подсистема; Φ – функциональная подсистема; B – интеллектуальный банк данных.

Взаимодействие подсистем (4.3) через внешнюю среду, представляющую собой совокупность операционных систем, обеспечивает функционирование каждой подсистемы, исходя из сформулированных выше основополагающих принципов построения.

Дальнейшая декомпозиция составляющих подсистем определяется [13] их функциональным назначением (рис. 4.2).

Исходя из задач управления, решаемых диспетчером, и алгоритмов функционирования СУ ТЦ, морфология $D_{ТЦ}$ может быть представлена в виде

$$D = \{D_v, D_{п.к}, D_{ТЦ}, D_{д.о}, D_{БЗ}, D_d\}, \quad (4.4)$$

где D_v – подсистема, обеспечивающая взаимодействие с ОС, подсистемами приема и выдачи баллистических данных (СПБИ и СВБД), мониторинга технологического процесса (СМТП) и интеллектуального банка данных (ИБД); $D_{п.к}$ – подсистема автоматической (автоматизированной) подготовки и контроля ИБД, необходимых для решения ЦБЗ, и промежуточных финитных результатов; $D_{ТЦ}$ – подсистема формирования состава ЦБЗ и исходных данных для автоматического (автоматизированного) выполнения ТЦ; $D_{д.о}$ – подсистема, обеспечивающая диалог с оператором (лицом, принимающим решение); $D_{БЗ}$ – подсистема формирования запуска и управления ЦБЗ; D_d – подсистема управления данными.

Функциональная часть СУ обеспечивает содержательное на-
полнение ТЦ, ее морфология определяется ориентированностью предметной области на спектр КА (КС), БНО которых предполагается проводить. Анализируя содержание и особенности БНО существующих и перспективных КА (КС), нетрудно выделить требуемое множество подсистем:

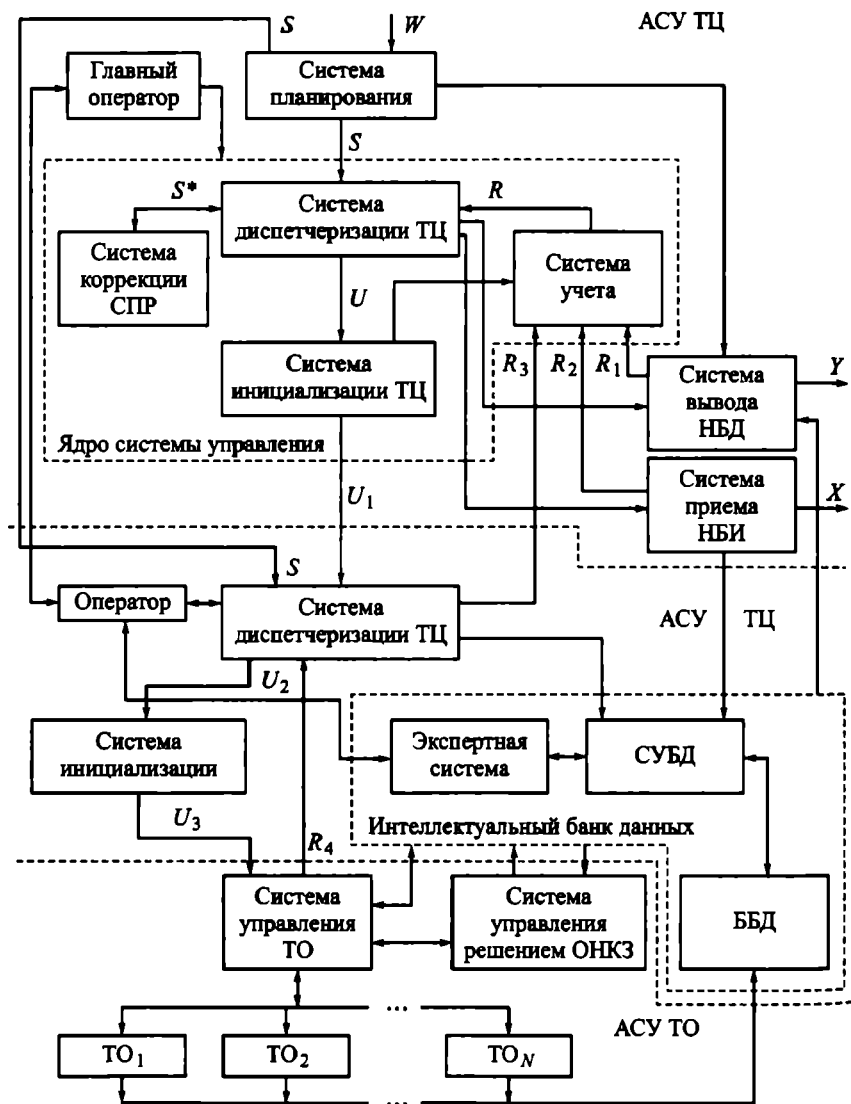


Рис. 4.2. Схема декомпозиции составляющих подсистем СУ ТЦ:

ТП – технологический процесс; СПР – система принятия решения; ТЦ – технологический цикл; ТО – технологическая операция; ОНКЗ – обобщенная некорректная задача; НБД – навигационная база данных; ББД – баллистическая база данных; НБИ – навигационно-баллистическая информация

$$\Phi = \{\Phi_m, \Phi_{o.v.c}, \Phi_{n.o}, \Phi_{d.o}, \Phi_{c.z}\}, \quad (4.5)$$

где Φ_m – подсистема математической модели движения (ММД) КА; $\Phi_{o.v.c}$ – подсистема определения вектора состояния (ОВС); $\Phi_{n.o}$ – подсистема предварительной (первичной) обработки сеансов ИТНП; $\Phi_{d.o}$ – подсистема динамических операций (ДО): выведение на орбиту, маневрирование и посадка; $\Phi_{c.z}$ – подсистема сервисных задач.

Подсистемы (4.5) должны обеспечивать дальнейшую декомпозицию вплоть до неделимых элементов (модулей), т. е. адекватно отражать предметную область (свойства системы в главном).

Рассмотренная концептуальная модель СУ ТЦ БНО позволяет дать математическое описание, определить требования к составляющим СУ ТЦ и к принципам их разработки.

Систему $S \subseteq X \times Y$ (X – множество входных воздействий; Y – множество ее реакций на входные воздействия) будем называть математической моделью, если задано семейство ТО (задач) $P_i(x \in X)$ с множеством решений (результатов) Y .

Пусть в начальный момент $t_0 \in T$ система находится в начальном состоянии s_0 , определяющем положение системы S в замкнутой ограниченной области C^- . Область C^- называют пространством состояний системы, а T – множеством дискрет функционирования.

Изменение состояний системы S в процессе функционирования происходит как под влиянием внешних причин (поступление сеансов ИТНП из СПБИ, сигналов из СУ ТП на запуск ТЦ и т. д.), так и под влиянием внутренних (завершение выполнения ТО, запуск ТО, срабатывание таймера).

В процессе работы системы и изменения ее состояния происходит обмен информацией с внешней средой (АСУ ТП) и оператором, поэтому математическая модель системы должна содержать в описании следующие механизмы:

- изменения состояний под воздействием внутренних причин (без вмешательства внешней среды);
- приема входного сигнала и изменения состояния системы под воздействием этого сигнала;
- формирования выходного сигнала как результата реакции системы на внутренние и внешние причины изменения состояний.

Рассмотрим действие механизма изменения состояния системы под влиянием внутренних причин. В рамках этого механизма система переходит из состояния c_0^- в другое состояние $c_\tau^- \in C^-$, соответствующее моментам времени $\tau > \tau_0$, $\tau \in T$, совершая при этом движение $c^-(\tau)$, т. е. переходя из одного состояния в другое. Это движение характеризуется отображением $c^-(\tau)$ множества T на множество состояний C^- . Совокупность точек $c_\tau^- \in C^-$, соответствующих в силу данного движения $c^-(\tau)$ всем $\tau \in T$, называют траекторией движения. При этом предполагается, что характер причин, поддерживающих изменение состояния системы на полуинтервале $(\tau_0, \tau]$ постоянен вплоть до момента выхода c_τ^- на границу области C^- .

Обозначим момент выхода системы на границу области через $\tau^* \in T$. Совокупность упорядоченных пар (τ, c_τ^-) для всех $\tau \in (\tau_0, \tau^*]$ представляет собой фрагмент движения на полуинтервале $(\tau_0, \tau^*]$, который может быть задан отображением

$$c^-(\tau): T \times C^- \rightarrow C^-, \quad c_0^- \in C^-. \quad (4.6)$$

Рассмотренный фрагмент представляет собой перемещение точки внутри области C^- . Чтобы задать это перемещение, необходимо указать соотношения, определяющие значение c_τ^- для $\tau \in (\tau_0, \tau^*]$ по заданным τ_0 и c_0^- , т. е. необходимо задать уравнение движения точки c_τ^- . Для нахождения момента τ^* выхода состояния c_τ^- на границу области C^- и определения самого состояния c^* в этот момент необходимо решить совместно уравнение движения точки c_τ^- и уравнения, описывающие границу области C^- . Моменты времени τ^* будем называть опорными, они связаны с возникновением существенного события в системе (нарушение директивных сроков выполнения ТЦ, завершение ТЦ и др.).

Новое состояние c^* , в которое переходит система при попадании на границу области C^- , определяется состоянием c^- на гра-

нице C^- и направлением перехода, соответствующим характеру взаимодействия ТО в процессе выполнения ТЦ – $\tilde{V}$:

$$c_{\tau^*+0}^- = c^{-'}(\tau^*, c^{-*}, \tilde{V}), \quad (4.7)$$

где $\tau^* + 0$ – момент времени, близкий к опорному.

Фрагмент движения системы из состояния $c_{\tau^*}^-$ в состояние $c_{\tau^*+0}^-$ назовем скачком состояния при выходе системы на границу области состояний C^- .

В общем случае процесс действия механизма изменения состояний системы под влиянием внутренних причин может быть описан обобщенным оператором перехода

$$H^*: T \times C^- \times \tilde{V} \rightarrow C^-. \quad (4.8)$$

Кроме того, в опорный момент времени τ^* в рамках механизма формирования выходного сигнала (например, при завершении ТЦ) система выдает в СУ ТП сообщение, по которому можно наблюдать ее динамику

$$y_{\tau^*} = F^*(\tau^*, c^*, \tilde{V}), \quad y_{\tau^*} \in Y, \quad (4.9)$$

где F^* – заданная функция, определяющая характеристики выходного сигнала системы.

На теоретико-множественном языке механизм формирования выходного сигнала системы может быть описан обобщенным оператором выхода

$$G^*: T \times C \times \tilde{V} \rightarrow Y. \quad (4.10)$$

Завершив процесс формирования выходного сигнала, система переходит в другое состояние, совершая новое перемещение внутри области C в соответствии с оператором (4.7) и т. д.

Пусть в момент τ^* , когда система находится в состоянии c^* , поступает входной сигнал x^* . В этот момент прекращается перемещение точки c^- внутри области C^- (возникает прерывание функ-

ционирования системы) и из точки c^- в соответствии с $\tilde{V}$ происходит переход в одну из внутренних точек области C^- – точку $c^{-''}$.

Координаты точки $c^{-''}$ в области состояний C^- , в которую переходит система при поступлении входного сигнала $x^\wedge$, зависят от времени $\tau^\wedge$, состояния системы в данный момент $c^\wedge$, типа входного сигнала $x^\wedge$, а также характера взаимодействия $\tilde{V}$ ТО и ТЦ в системе:

$$c_{\tau^\wedge+0}^- = c^{-''}(\tau^\wedge, c^\wedge, x^\wedge, \tilde{V}). \quad (4.11)$$

Фрагмент движения системы из состояния $c^\wedge$ в состояние $c_{\tau^\wedge+0}^-$ назовем скачком состояния при поступлении входного сигнала. Моменты времени $\tau^\wedge$, в которые в систему поступают входные сигналы, также отнесем к дискретам времени. Механизм изменения состояния системы при поступлении входных сигналов может быть описан обобщенным оператором

$$H^\wedge : T \times C^- \times \tilde{V} \rightarrow C^-. \quad (4.12)$$

В момент $\tau^\wedge$ в рамках механизма формирования выходных сигналов в ответ на входное воздействие система формирует и выдает в СУ ТЦ выходной сигнал

$$y_{\tau^\wedge} = F^\wedge(\tau^\wedge, c^\wedge, x^\wedge, \tilde{V}), \quad (4.13)$$

где $F^\wedge$ – заданная функция, определяющая характеристики выходного сигнала при поступлении на вход системы сигнала $x^\wedge$.

Механизм формирования выходных сигналов как результат реакции системы на внешние воздействия описывается обобщенным оператором

$$G^\wedge : T \times C^- \times X \times \tilde{V} \rightarrow Y. \quad (4.14)$$

Далее из точки $c^{-''}$ система совершает перемещение внутри области C^- , скачки при выходе за границу области состояний при поступлении входных сигналов и т. д.

Таким образом, процесс функционирования СУ ТЦ представляет собой совокупность последовательных переходов из одного состояния в другое на множестве допустимых состояний и может

быть описан множеством операторов переходов (4.6), (4.8) и выходов (4.10), (4.14).

Описанная таким образом модель системы не отвечает на вопрос о необходимости управления. Для получения такого ответа следует задать виды технологических состояний СУ и реализуемых ими ТО, указав соответствующие допустимые значения показателей качества (соответственно граничные условия), и проверить их выполнение. Выход за допустимые пределы любой компоненты векторного показателя качества фиксируется как проблемная ситуация и требует принятия решения по управлению.

Связь управления с проблемными ситуациями и возникающими при их появлении задачами поиска решений достигается учетом логической последовательности этапов работы ЛПР при проведении ТЦ, выделением множества характерных проблемных ситуаций, а также упорядочением множества процедур принятия решений с помощью экспертной системы.

Данная модель, отражая общие принципы работы системы, не учитывает влияния погрешностей (деформаций) используемых технических средств, а также внешних условий среды (жесткие временные и точностные ограничения, меняющаяся целевая обстановка и др.) и поэтому требует дальнейшего уточнения.

4.5. ОСОБЕННОСТИ ПОСТАНОВКИ ЗАДАЧ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ С УЧЕТОМ ДЕЙСТВИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ*

Можно показать (см. например, [13, 15]), что в условиях плохой наблюдаемости на выборке измерений задача определения вектора состояния КА принадлежит к классу некорректных, решения которых не обладают условиями единственности и устойчивости по отношению к погрешностям исходных данных. В частности, в условиях работы НКУ при высокой загрузке траекторных измерительных средств, а также возникновении нештатных ситуаций при

* При написании § 4.5–4.7 использованы материалы, любезно предоставленные д-ром техн. наук, проф. В.В. Бетановым.

управлении КА получение выборки сеансов измерений в требуемом объеме оказывается не всегда возможным. Следует отметить, что и в штатных ситуациях решение задач, связанных с установлением факта выведения КА на орбиту, определением координат точек падения возвращаемых элементов по измерениям текущих навигационных параметров (ИТНП) на участке спуска проводится, как правило, по выборке ограниченного объема, состоящей из одного-трех сеансов.

Качество решения задач БНО (в том числе и некорректных) предопределено свойствами методов, моделей и алгоритмов, но не исчерпывается ими. Свойства задач БНО и их характеристики (в частности, точность, оперативность, надежность, стоимость) опосредованы элементами инструмента реализующей системы (АС ТЦ БНО) и физическим содержанием задачи (совокупностью системных свойств – наблюдаемостью, управляемостью, идентифицируемостью). Очевидно, реализация задач с помощью автоматизированной системы БНО должна быть проведена с минимальной деформацией на поле решений за счет выбора методов, моделей и алгоритмов, программных средств, технических комплексов, правильных действий персонала, реализующего решения, и т. д.

Возмущения, обусловленные средой (автоматизированной системой БНО), системными в том числе, комбинированными свойствами среды и дефектами внутренней структуры (плохой наблюдаемостью, неидентифицируемостью), являются факторами, которые должны быть учтены при дальнейшем совершенствовании элементов и свойств связки «задача БНО – инструмент решения» как объект-системы.

В соответствии с причинами, вызывающими некорректность обсуждаемых задач, целесообразно рассмотреть концептуальную модель типов воздействий на задачу 3 с точки зрения математической постановки (формулировки) и решения (методов, моделей и алгоритмов) ММА, программных средств ПС, информационного обеспечения И, организационного построения Ч (человек) и Т (технические средства автоматизации), языковых средств Я, метрологического Мт и правового обеспечения П:

$$< \text{ММА} \rightarrow 3; \text{ПС} \rightarrow 3; \text{И} \rightarrow 3; \text{Ч} \rightarrow 3;$$

$$\text{Т} \rightarrow 3; \text{Я} \rightarrow 3; \text{Мт} \rightarrow 3; \text{П} \rightarrow 3 >. \quad (4.15)$$

Эта модель позволяет выделить следующие некорректности решения задач определения параметров движения (ОПД) КА:

- математическую (ММА $\rightarrow$ З), характеризующуюся проявлением некорректно выбранных (разработанных) математических методов, моделей и алгоритмов решения задачи ОПД;
- программную (ПС $\rightarrow$ З), возникающую в результате некорректности программных средств (отсутствие ошибок в программе свидетельствует о ее корректности, обеспечиваемой отладкой программы на множестве исходных данных, регламентированном в технической документации);
- информационную (И $\rightarrow$ З), возникающую вследствие ошибок, неточностей, недостаточности (избытка), противоречивости, наличия пропусков информации, приводящих к невозможности решения задачи или искажению результатов решения;
- эргатическую (организационную) (Ч $\rightarrow$ З), являющуюся результатом неправильных действий персонала (например, человека-оператора) и искажающую результат решения задачи;
- аппаратную (техническую) (Т $\rightarrow$ З), возникающую в результате сбоев комплекса средств автоматизации или его элементов и приводящую к искажению результата решения задачи;
- языковую (Я $\rightarrow$ З), возникающую вследствие недостаточности языковых средств в удобной для руководителей и исполнителей форме с АС БНО либо для преобразования и машинного представления информации, обрабатываемой в системе;
- метрологическую (Мт $\rightarrow$ З), возникающую вследствие неправильного использования комплекса технических средств и совокупности документов, определяющих научные и организационные основы, правила и нормы, направленные на достижение единства, требуемые точности измерений, достоверности контроля и эффективности АС БНО;
- правовую (П $\rightarrow$ З), возникающую из-за неразвитости правовых норм, регламентирующих правоотношения при функционировании АС ОПД, и юридический статус результатов ее работы.

Степень «тяжести» вносимых искажений в решение задач БНО представлена на рис. 4.3.

Для успешного определения пространственно-временных характеристик КА должна быть разработана [15] автоматизированная система управления разрешением обобщенной (с учетом условий функционирования инструментария) некорректности задач БНО.



Рис. 4.3. Степень влияния вносимых искажений в решение задач БНО

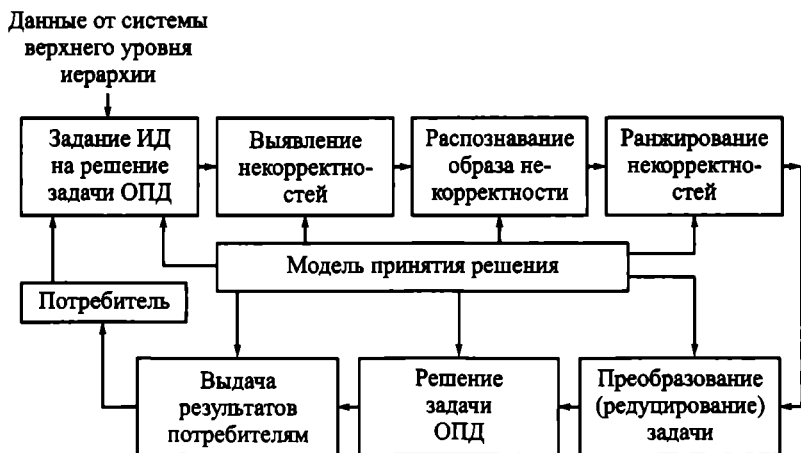


Рис. 4.4. Общая схема управления решением ОНКЗ в ТЦ определения параметров движения КА (ИД – исходные данные; ОПД – определение параметров движения)

Общая схема управления решением ОНКЗ в цикле определения параметров движения КА, включающая этапы выявления некорректностей, распознавания образа (причины), ранжирование некорректностей, а также редуцирование и решение подзадач БНО, представлена на рис. 4.4.

Использование представленной схемы и ее фрагментов позволяет в одних случаях существенно повысить оперативные и точностные характеристики задач БНО, а в других – получить приемлемое решение классически неразрешимых задач.

Среди мер регуляризации решения ОНКЗ (наряду с методами решения классических некорректных задач) можно выделить универсальные (системные) и специальные. К первым могут быть отнесены прежде всего следующие:

- использование интеллектуального банка баллистических данных, включающего ББД с системой управления и ЭС;
- поэтапная проверка достоверности получаемых решений в ходе выполнения ТЦ БНО;
- многоэтапное решение задачи оценивания с учетом технического состояния средств;
- параллельное использование разнообразных методов, моделей и алгоритмов БНО, а также разных элементов комплексов средств автоматизации;
- комплексное сочетание (выбор) частных способов регуляризации, обеспечивающее оптимальное (рациональное) решение задачи БНО;
- эффективная организация программирования решаемых задач, вычислительного процесса, а также эксплуатации ПМО;
- применение принципа внешнего дополнения как основы получения объективных результатов моделирования и др.

Специальные способы регуляризации учитывают конкретные условия и специфику решаемых задач. В табл. 4.1 для трех основных элементов ТЦ БНО приведены [15] достаточно широко распространенные и оригинальные способы регуляризации ОНКЗ математического моделирования движения КА, предварительной обработки ИТНП, а также определения вектора состояния.

Способы регуляризации основных ОНКЗ БНО

Математическая модель движения	Предварительная обработка ИТНП	Определение вектора состояния
1. Корректный выбор класса ММД (детерминированная, стохастическая, неопределенная, смешанная) 2. Корректный выбор состава возмущающих факторов в правых частях (ПЧ) СДУ 3. Корректный выбор класса элементов ММД – моделей возмущающих факторов (моделей гравитационного поля Земли, атмосферы, светового давления и др.) 4. Корректный выбор моделей возмущающих факторов по определенному показателю качества (например, точности описания) 5. Корректный выбор метода решения СДУ движения (численные, аналитические, численно-аналитические) 6. Экспериментальный выбор математических моделей разных видов (классов)	1. Корректное проведение логического этапа ПРО: – контроль соответствия структуры послылок сеансов ИТНП установленным; – контроль достоверности послылок по корректирующему коду; – перекодировка поступающих послылок ИТНП в форму, удобную для организации их дальнейшей обработки; – поиск, выборка, контроль достоверности и раскодировка адресных (ключевых), технологических информационных послылок ИТНП 2. Корректный учет поправок, учитывающих влияния на процесс измерения факторов: – геофизического; – релятивистского; – методических погрешностей измерений;	1. Посеансная обработка ИТНП 2. Отбраковка аномальных ИТНП 3. Использование матричных регуляризирующих преобразований, когда собственные числа матриц, участвующих в вычислительном процессе, существенно отличаются друг от друга 4. Выбор системы переменных для уточнения (определения) вектора состояния 5. Выбор метода решения задачи (при заданном показателе качества) 6. Корректный выбор модели измерений 7. Выбор веса ИТНП 8. Выбор критерия и параметров завершения задач 9. Выбор метода расчета частных производных (аналитический, вариаций, конечных разностей, специальный)

7. Выбор неособенных переменных для решения задачи	– особенностей функционирования бортовых и наземных средств	10. Выбор режима решения (по разностям, традиционный)
8. Корректный способ построения полиномиальной среды (таблиц узловых значений)	3. Отбраковка (пометка) аномальных ИТНП с использованием различных критериев: . – первоначальная отбраковка по условию нахождения ИТНП в допустимых пределах; – по временному интервалу; – по критерию «трех сигм» относительно аппроксимирующего полинома; – на основе средних при нулевой гипотезе о выборочном средних (ВС) – на основе информационных критериев	11. Выбор состава уточняемого вектора состояния
9. Выбор констант, в том числе машинных	4. Использование уточненных технологических данных измерительных средств (проведение юстировки)	12. Использование концепции полиномиальной среды (таблиц узловых значений)
10. Выбор шага интегрирования (для численных и численно-аналитических методов)	5. См. п. 17 для ОВС	13. Выбор способа учета априорных данных
11. Выбор фундаментальной эпохи (эпохи отсчета) исходя из разрядности представления чисел в ЭВМ. Как правило, осуществляется на этапе разработки автоматизированного комплекса программ	6. Использование концепций полиномиальной среды	14. Выбор способов совместного уточнения ВС и др.
		15. Выбор размерности уточняемых и измеряемых параметров
		16. Выбор метода нормирования матрицы системы нормальных уравлений
		17. Использование значения координат измерительных пунктов, согласованных с применяемыми моделями ГПЗ, параметрами вращения Земли и др.

4.6. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ОПИСАНИЯ ОБЪЕКТ-СИСТЕМЫ «ЗАДАЧА БНО – ИНСТРУМЕНТ РЕШЕНИЯ» АППАРАТОМ ТЕОРИИ УЛЬТРАОПЕРАТОРОВ

Общая теория ультраоператоров [99, 100] в значительной мере удовлетворяет требованиям исследования обсуждаемых вопросов, так как в ней определяется и изучается новый вид отображений, являющихся обобщением классического понятия. Классические отображения отражают соответствие между точками множеств. При этом подразумевается, что точки известны с абсолютной точностью. Новые отображения, названные ультраотображениями, обеспечивают соответствие между данными о точках множеств. Таким образом достигается общность и комплексность рассмотрения вопроса при сохранении всех особенностей детализированного описания исследуемого предмета. Основная конструкция ультраотображений, названная ультраоператорами, позволяет по отдельным сведениям о точке прообраза получать сведения о точке образа. На множестве ультраоператоров отрабатывают различные операции и изучается их алгебра. Рассматривается класс так называемых канонических ультраоператоров, сохраняющих порядок по общности и достоверности сведений. Изучается количественная характеристика ультраоператоров, названная информационной производной, которая описывает производительность ультраоператоров как преобразователей информации. Определяется ультранепрерывность ультраоператоров, являющаяся широким обобщением понятия устойчивости методов. Выясняется, что для любого опорного оператора можно построить ультранепрерывный ультраоператор над ним. Выделяется класс ультранепрерывных ультраоператоров, названных тихоновскими, для которых опорные операторы не являются непрерывными.

Для изложения общего подхода к системному описанию влияния деформирующих решение факторов в АС БНО [13, 15] воспользуемся рядом основополагающих положений, разработанных в [99], преломляя их к рассмотрению исследуемой проблемы. Кроме того, введем, следуя [13], необходимые дополнительные определения и утверждения, позволяющие системно описать объект «задача – инструмент решения».

Определение 4.1. Пусть имеется отображение

$$A : X \rightarrow Z \quad (4.16)$$

и пусть P_X, P_Z – решетки достоверностей для X, Z . Если любой информации о произвольной точке $x \in X$ поставлена в соответствие единственная информация о точке $z = Ax, z \in Z$, то говорят, что существует ультраотображение над A (обозначаемое далее $A^\wedge$), при этом отображение A называют опорным.

Определение 4.2. Пусть X, Z – два множества, $A : X \rightarrow Z$ – отображение (4.16) и $X^\wedge_{\text{инстр}}, Z^\wedge_{\text{инстр}}$ – ультраоснащения X, Z . Тогда отображение

$$A^\wedge_{\text{инстр}} : X^\wedge_{\text{инстр}} \rightarrow Z^\wedge_{\text{инстр}} \quad (4.17)$$

называют ультраоператором над A , если коммутативна диаграмма

$$\begin{array}{ccc} X^\wedge_{\text{инстр}} & \xrightarrow{A^\wedge_{\text{инстр}}} & Z^\wedge_{\text{инстр}} \\ r_{X \text{ инстр}} \downarrow & & \downarrow r_{Z \text{ инстр}} \\ X & \xrightarrow{A} & Z \end{array} \quad , \quad \begin{array}{ccc} (P_X) \delta_X(x) & \xrightarrow{A^\wedge_{\text{инстр}}} & (P_Z) \delta_Z(z) \\ r_{X \text{ инстр}} \downarrow & & \downarrow r_{Z \text{ инстр}} \\ X & \xrightarrow{A} & Z \end{array} \quad , \quad (4.18)$$

где $r_{X \text{ инстр}}, r_{Z \text{ инстр}}$ – естественные проекции декартова произведения $P_X \times L \times X = X^\wedge_{\text{инстр}}$ на последний сомножитель:

$$r_{X \text{ инстр}} : X^\wedge_{\text{инстр}} \rightarrow X, \quad r_{Z \text{ инстр}} : Z^\wedge_{\text{инстр}} \rightarrow Z.$$

Коммутативность диаграммы означает равенство двух композиций:

$$A \cdot r_{X \text{ инстр}} = r_{Z \text{ инстр}} \cdot A^\wedge.$$

Определение 4.3. Ультраоператор $E^\wedge_{\text{инстр}}$ над тождественным отображением называется сингулярным. Коммутативная диаграмма (4.18) для сингулярного ультраоператора $E^\wedge_{\text{инстр}}$ имеет вид

$$\begin{array}{ccc} X^\wedge_{\text{инстр}1} & \xrightarrow{E^\wedge_{\text{инстр}}} & X^\wedge_{\text{инстр}2} \\ r_{X \text{ инстр}1} \downarrow & & \downarrow r_{X \text{ инстр}2} \\ X & \xrightarrow{\quad} & X \end{array} \quad , \quad \begin{array}{ccc} (P_{X1}) \delta_{X1}(x) & \xrightarrow{E^\wedge_{\text{инстр}}} & (P_{X2}) \delta_{X2}(x) \\ r_{X \text{ инстр}1} \downarrow & & \downarrow r_{X \text{ инстр}2} \\ X & \xrightarrow{\quad} & X \end{array} \quad (4.19)$$

Здесь $X_{\text{инстр}1}^{\wedge} = P \times L_1 \times X$, $X_{\text{инстр}2}^{\wedge} = P_2 \times L_2 \times X$ – два ультраоснащения одного множества X .

Как и в работе [99], если рассмотреть частный случай

$$E_{\text{инстр}}^{\wedge} : (P_{x1})\delta_{x1}(x) \rightarrow (P_{x2})\delta_{x2}(x), \quad (4.20)$$

то сингулярный ультраоператор будет:

а) транслятором, если в (4.20) $P_{x1} = P_{x2}$, $\delta_{x1} = \delta_{x2}$;

б) обобщающим, если в (4.20) $P_{x1} > P_{x2}$, $\delta_{x1} \subset \delta_{x2}$;

в) уточняющим, если в (4.20) $P_{x1} < P_{x2}$, $\delta_{x1} \supset \delta_{x2}$.

В остальных случаях сингулярный ультраоператор будем называть ультраоператором общего вида.

Определение 4.4. Если $X_{\text{инстр}1}^{\wedge} = P \times L_1 \times X$, $X_{\text{инстр}2}^{\wedge} = P \times L_2 \times X$ – два ультраоснащения одного множества X и $L_1 \subset L_2$, то $X_{\text{инстр}1}^{\wedge} \subset X_{\text{инстр}2}^{\wedge}$ и всякий ультраоператор, заданный на $X_{\text{инстр}2}^{\wedge}$ будет определен на $X_{\text{инстр}1}^{\wedge}$. В этом случае ультраоператор, определенный на $X_{\text{инстр}1}^{\wedge}$, будем называть сужением ультраоператора, заданного на $X_{\text{инстр}2}^{\wedge}$, и, наоборот, ультраоператор, заданный на $X_{\text{инстр}2}^{\wedge}$, – расширением ультраоператора, определенного на $X_{\text{инстр}1}^{\wedge}$. При этом расширения и сужения ультраоператоров происходят за счет решеток понятий при сохранении опорного оператора одним и тем же.

Утверждение 4.1. Для любого отображения $A: X \rightarrow Z$ и любых ультраоснащений $X_{\text{инстр}}^{\wedge} = P \times L \times X$, $Z_{\text{инстр}}^{\wedge} = Q \times M \times Z$ существует ультраоператор $A_{\text{инстр}}^{\wedge}: X_{\text{инстр}}^{\wedge} \rightarrow Z_{\text{инстр}}^{\wedge}$ над A .

Доказательство непосредственно вытекает из приведенной в работах [99, 100] теоремы (критерия ультраоператора). В самом деле, достаточно рассмотреть, например, некоторые отображения решетки достоверностей вида $B(p) = q_{\max}$ для любого $p \in P$ и отображения решетки понятий вида $C(\delta) = Z$ для любого $\delta \in L$. Тройка отображений

$$A_{\text{инстр}}^{\wedge} = \{B; C; A\} \quad (4.21)$$

определяет ультраоператор.

Определение 4.5. Ультраоператор называется универсальным, если все отображения решеток достоверностей и решеток понятий совпадают

между собой. Другими словами, универсальный ультраоператор определяется тремя отображениями: $A_{\text{инстр}}^{\wedge} = \{B; C; A\}$, где

$$B: P \rightarrow Q, C: L \rightarrow M, A: X \rightarrow Z. \quad (4.22)$$

Введем понятие явных (наблюдаемых) и неявных (ненаблюдаемых) пар ультраоснащений.

Определение 4.6. Пару ультраоснащений $X^{\wedge} - Y^{\wedge}$ назовем неявной (ненаблюдаемой), если ультраоператор $C^{\wedge}: X^{\wedge} \rightarrow Y^{\wedge}$ неинъективен. В противном случае указанную пару будем считать явной (наблюдаемой).

Аналогично пару ультраоснащений $X_1^{\wedge} - X_2^{\wedge}$ одного и того же множества X назовем неявной (ненаблюдаемой), если сингулярный ультраоператор $E^{\wedge}: X_1^{\wedge} - X_2^{\wedge}$ неинъективен. В таком случае указанную пару будем считать явной (наблюдаемой).

Последнее имеет непосредственное отношение к важнейшему свойству обсуждаемых процессов – наблюдаемости, относящемуся к важнейшему структурному свойству задач оценивания. (Фактически здесь речь идет о возможности оценивания одних ультраоснащений через наблюдение других, например, в контексте изучаемой проблемы – изучение деформаций лингвистического обеспечения через наблюдение деформаций программных средств.) Наблюдаемость (а также родственное понятие идентифицируемость) в значительной степени влияет на единственность решения задачи оценивания. Так же, как и в динамических системах, понятие наблюдаемости может быть использовано при анализе декомпозируемости задачи, т. е. возможности ее разделения на более простые. Очевидно, что в этом случае можно говорить об обобщенных структурных характеристиках задачи оценивания, учитывающих ультраоснащения (инструментарий) опорной задачи: обобщенной наблюдаемости, обобщенной идентифицируемости, обобщенной декомпозируемости и т. д.

По аналогии с динамическими системами может быть сформулирован критерий наблюдаемости. С этой целью воспользуемся информационной производной и теоремой об информационной производной ультраоператора для конечной решетки понятий.

Если $A_{\text{инстр}}^{\wedge}: X_{\text{инстр}}^{\wedge} \rightarrow Z_{\text{инстр}}^{\wedge}$ – ультраоператор и $X_{\text{инстр}}^{\wedge} = P_1 \times L_1 \times \dots \times X$, $Z_{\text{инстр}}^{\wedge} = P_2 \times L_2 \times Z$ – два ультраоснащения, где L_1 – конечная решетка понятий, то для любых начальных распределений достоверностей в L_1 , L_2 и любой точки $x_0 \in X$ существует информационная производная ультраоператора в этой точке, причем

$$D_{x_0} \hat{A}_{инстр} = K_{\alpha}, \quad (4.23)$$

где $K_{\alpha} \geq 0$ – коэффициент в равенстве,

$$K_{\alpha} I[(1)\alpha(x_0)] = I[\hat{A}_{инстр}((1)\alpha(x_0))]$$

для атома α решетки L_x , содержащего точку x_0 , т. е. $x_0 \in \alpha$.

Предложение 4.1. Если информационная производная $D_{x_0} \hat{A}_{инстр}$ ультраоператора $\hat{A}_{инстр}$ для конечной решетки понятий строго больше единицы в каждой точке $x_0 \in X$, то рассматриваемая пара ультраоснащений наблюдаема. Если информационная производная принадлежит интервалу $(0,1]$, то имеет место плохая наблюдаемость рассматриваемой пары ультраоснащений.

Таким образом, фактически впервые введен критерий наблюдаемости пар ультраоснащений (ультранаблюдаемости), имеющий определяющее значение для оценивания неизмеряемых переменных в ОНКЗ БНО при учете возмущений (искажений), действующих в АС БНО. Можно предположить, что для канонических ультраоператоров данный критерий дает необходимые и достаточные условия наблюдаемости. Кроме того, на его основе может быть рассмотрены условия ультранаблюдаемости в точке и глобальной ультранаблюдаемости.

Детальное рассмотрение объект-системы позволяет сформулировать **предложение 4.2.** Пусть $\hat{X}_M, \hat{X}_{ПС}, \hat{X}_И, \hat{X}_Ч, \hat{X}_{МТ}, \hat{X}_Т, \hat{X}_Я, \hat{X}_П$ и $\hat{Z}_M, \hat{Z}_{ПС}, \hat{Z}_И, \hat{Z}_Ч, \hat{Z}_{МТ}, \hat{Z}_Т, \hat{Z}_Я, \hat{Z}_П$ – две группы ультраоснащений множеств X и Z с элементарными решетками достоверностей, учитывающие их деформации соответственно за счет математических, программных, информационных, организационных (человеческих), метрологических, технических, лингвистических (языковых) и правовых возмущений, и $\hat{E}_{П-Ч}, \hat{E}_{П-И}, \hat{E}_{Я-ПС}, \hat{E}_{Т-МТ}, \hat{E}_{МТ-Ч}, \hat{E}_{Ч-И}, \hat{E}_{И-ПС}, \hat{E}_{И-М}, \hat{E}_{ПС-М}, \hat{E}_{П-МТ}, \hat{E}_{П-Ч}, \hat{E}_{П-И}, \hat{E}_{Я-ПС}, \hat{E}_{Т-МТ}, \hat{E}_{МТ-Ч}, \hat{E}_{Ч-И}, \hat{E}_{И-ПС}, \hat{E}_{И-М}, \hat{E}_{ПС-М}, \hat{E}_{П-МТ}$ – синглярные операторы вида

$$\hat{E}_{П-Ч}: \hat{X}_П \rightarrow \hat{X}_Ч; \hat{E}_{П-И}: \hat{X}_П \rightarrow \hat{X}_И; \hat{E}_{Я-ПС}: \hat{X}_Я \rightarrow \hat{X}_{ПС};$$

$$\hat{E}_{Т-МТ}: \hat{X}_Т \rightarrow \hat{X}_{МТ}; \hat{E}_{МТ-Ч}: \hat{X}_{МТ} \rightarrow \hat{X}_Ч; \hat{E}_{Ч-И}: \hat{X}_Ч \rightarrow \hat{X}_И;$$

$$\hat{E}_{И-ПС}: \hat{X}_И \rightarrow \hat{X}_{ПС}; \hat{E}_{И-М}: \hat{X}_И \rightarrow \hat{X}_М; \hat{E}_{ПС-М}: \hat{X}_{ПС} \rightarrow \hat{X}_М;$$

$$E_{\text{п-мт}}^{\wedge}: X_{\text{п}}^{\wedge} \rightarrow X_{\text{мт}}^{\wedge}.$$

$$E_{\text{п-ч}}^{\wedge}: Z_{\text{п}}^{\wedge} \rightarrow Z_{\text{ч}}^{\wedge}; E_{\text{п-и}}^{\wedge}: Z_{\text{п}}^{\wedge} \rightarrow Z_{\text{и}}^{\wedge}; E_{\text{я-пс}}^{\wedge}: z_{\text{я}}^{\wedge} \rightarrow z_{\text{пс}}^{\wedge};$$

$$E_{\text{т-мт}}^{\wedge}: Z_{\text{т}}^{\wedge} \rightarrow Z_{\text{мт}}^{\wedge}; E_{\text{мт-ч}}^{\wedge}: Z_{\text{мт}}^{\wedge} \rightarrow z_{\text{ч}}^{\wedge}; E_{\text{ч-и}}^{\wedge}: z_{\text{ч}}^{\wedge} \rightarrow z_{\text{и}}^{\wedge};$$

$$E_{\text{и-пс}}^{\wedge}: Z_{\text{и}}^{\wedge} \rightarrow Z_{\text{пс}}^{\wedge}; E_{\text{и-м}}^{\wedge}: Z_{\text{и}}^{\wedge} \rightarrow z_{\text{м}}^{\wedge}; E_{\text{пс-м}}^{\wedge}: z_{\text{пс}}^{\wedge} \rightarrow z_{\text{м}}^{\wedge};$$

$$E_{\text{п-мт}}^{\wedge}: Z_{\text{п}}^{\wedge} \rightarrow z_{\text{мт}}^{\wedge}.$$

Для данной структуры ультраоператоров может быть легко построена система определений и утверждений, основанных на композициях опорных операторов, например, утверждение 4.2. Пусть $E_{\text{т-ч}}^{\wedge}, E_{\text{ч-и}}^{\wedge}$ – сингулярные ультраоператоры для множества X . Тогда композиция $E_{\text{т-ч}}^{\wedge} \cdot E_{\text{ч-и}}^{\wedge} = E_{\text{т-и}}^{\wedge}$ является сингулярным ультраоператором. При этом если $E_{\text{т-ч}}^{\wedge}, E_{\text{ч-и}}^{\wedge}$ – уточняющие ультраоператоры, то $E_{\text{т-и}}^{\wedge}$ – также уточняющий.

Доказательство. Рассмотрим отображение сведения $\delta_{\text{т-и}}(\mathbf{x})$ ультраоператором $E_{\text{т-и}}^{\wedge}$:

$$E_{\text{ч-и}}^{\wedge} \rightarrow E_{\text{т-ч}}^{\wedge};$$

$$E_{\text{т-и}}^{\wedge}: (1)\delta_{\text{т-и}}(\mathbf{x}) \rightarrow (1)\delta_{\text{ч-и}}(\mathbf{x}) \rightarrow (1)\delta_{\text{т-ч}}(\mathbf{x}).$$

Если $E_{\text{т-ч}}^{\wedge}, E_{\text{ч-и}}^{\wedge}$ – уточняющие ультраоператоры, то $\delta_{\text{т-и}} \supset \delta_{\text{ч-и}} \supset \delta_{\text{т-ч}}$, т. е. $E_{\text{т-и}}^{\wedge}$ – уточняющий.

Выделение ультраоператоров $A_{\text{мт}}^{\wedge}, A_{\text{т}}^{\wedge}, A_{\text{ч}}^{\wedge}, A_{\text{и}}^{\wedge}, A_{\text{м}}^{\wedge}, A_{\text{пс}}^{\wedge}, A_{\text{я}}^{\wedge}, A_{\text{п}}^{\wedge}$, опорного оператора A позволяет осуществлять изучение деформаций решения задачи по соответствующим «срезам».

Рассмотрим теперь схему построения тихоновских ультраоператоров в терминах объект-системы «задача БНО – инструмент решения». Свойство ультранепрерывности является обобщением классического понятия непрерывности. Ультранепрерывный ультраоператор отображает всякий насыщенный носитель информации о точке-прообразе в насыщенный носитель информации о точке-образе. Главная особенность ультранепрерывности заключается в том, что независимо от свойств классической непрерывности у опорного оператора всегда существует ультранепрерывный ультраоператор над ним [99].

Для построения тихоновских ультраоператоров используют следующие предпосылки.

- Правая часть произвольного операторного уравнения

$$Ax = y, \quad x \in X, \quad y \in Y \quad (4.24)$$

задается некоторыми данными $\Delta(y_0)$ о точке y_0 из области значений оператора A . При этом каждое сведение из $\Delta(y_0)$ представляет окрестность точки y_0 в виде шара O_{y_δ} радиусом $\delta > 0$ с центром $y_\delta \in Y$, т. е.

$$y_0 = O_{y_\delta} = \{y : \rho Y(y, y_\delta) < \delta\}.$$

• Носитель $\Delta(y_0)$ насыщенной информации о точке y_0 содержит шары со сколь угодно малым радиусом. Одновременно считается, что правая часть уравнения задана терминальным носителем по Δ информации о точке y_0 , $\eta(y_0) = \{y_\delta; \delta \in \Delta\}(y_0)$.

Решение уравнения (4.24) сводится к отысканию носителя насыщенной информации о решении по известным оператору $A: X \rightarrow Y$ и носителя насыщенной информации о правой части y_0 уравнения (рис. 4.5). Другими словами, требуется построить ультраоператор, представляющий ультраоснащение обратного отображения к A в точке y_0 .

С этой целью вводится оператор

$$R: U \rightarrow X \quad (4.25)$$

из некоторого вспомогательного множества U , называемого регуляризатором для оператора $A: X \rightarrow Y$ в точке $x_0 \in X$, если определено подмножество $\sigma \subset U$ такое, что $R(\sigma) = K$ является множеством корректности по Тихонову для уравнения (4.24). Например, K – компакт в X , содержащий точку x_0 , которая является прообразом y_0 , единственным в K . Элементы $u \in U$ называют управлениями или параметрами регуляризации. Элементы $x \in X$ вида $x = Ru$ называют регуляризованными.

Общая схема построения ультраоператора имеет вид, показанный на рис. 4.5.

Первоначально определяется регуляризатор (4.25) для оператора $A: X \rightarrow Z$ в точке $x_0 \in X$. Тем самым задается оператор R и множество $\sigma \subset U$, например шар (или набор расширяющихся шаров). Далее для каждой терминальной точки y_δ носителя информации об y_0 с помощью оператора выбора G терминального управления находят $u_\delta = u_\delta(y_\delta)$ (терминальное управление), а затем вычисляют терминальные точки носителя информации об x_0 ($x_\delta = Ru_\delta$). При этом x_δ будут приближенными решениями (δ -квазирешения) уравнения (4.24), удовлетворяющими $\rho Y(Ax, y) < < 2\delta$. Вместе они образуют терминальный носитель информации о точном решении.

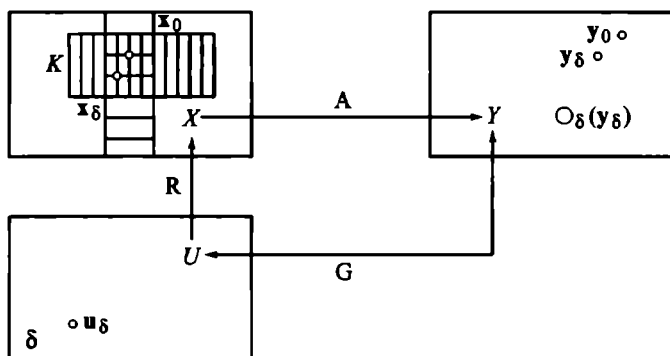


Рис. 4.5. Общая схема построения ультраоператора:

U – регулятор оператора A ; $A : X \rightarrow Y$ в точке $x_0 \in X$; K – множество корректности по Тихонову; x_0 – прообраз u_0 (x_δ – прообраз u_δ); $u \in U$ – параметр регуляризации; δ – квазирашение, имеющее физический смысл радиуса шара (сферы) с центром $u_\delta \in Y$; $u(u_\delta)$

На основании доказанной в [99] теоремы для любого ультранепрерывного ультраоператора справедливо следующее. Если $\xi(x_0) = \{x_\delta, \delta \in \Delta\}(x_0)$ – произвольный терминальный носитель для $\Delta(x_0)$; $\eta(y_0) = \{y_\beta, \beta \in B\}(y_0)$ – произвольный терминальный носитель для $B(y_0) = A_{\text{инстр}}^\wedge[\Delta(x_0)]$, то

$$\lim_{\delta \in \Delta} x_\delta = x_0, \quad \lim_{\beta \in B} y_\beta = y_0,$$

а сам ультранепрерывный ультраоператор в точке x_0 определяется выражениями

$$\lim_{\Delta(x_0)} \Delta(x_0) = x_0; \quad \lim_{\Delta(x_0)} A_{\text{инстр}}^\wedge = y_0.$$

Из определения следует, что ультранепрерывный ультраоператор существует даже тогда, когда опорный оператор не является непрерывным в точке x_0 .

Отсюда получаем весьма важное принципиальное практическое следствие: «инструментарий» (в рассматриваемом случае – интегрированная автоматизированная система БНО), будучи (в широком смысле) причиной нарушения непрерывности опорных операторов, позволяет найти устойчивый метод решения.

4.7. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ФОРМУЛИРОВКА ОБОБЩЕННЫХ КОРРЕКТНЫХ (НЕКОРРЕКТНЫХ) ЗАДАЧ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Определим строго понятия корректности задач по Ж. Адамару и А.Н. Тихонову, а также их обобщения для объект-системы «задача БНО – инструмент решения».

Математически задача записывается в виде операторного уравнения

$$Az = u, z \in Z, u \in U, \quad (4.26)$$

где u известно, z требуется найти, оператор A каждому z из множества Z ставит в соответствие элемент u из множества U . В дальнейшем будем считать U и Z метрическими пространствами с метриками ρU и ρZ соответственно.

Определение 4.7 (корректность по Адамару).

Задача решения уравнения (4.26) называется корректно поставленной на паре метрических пространств (Z, U) , если выполнены следующие условия:

- 1) для любого элемента $u \in U$ существует элемент $z \in Z$, такой, что $Az = u$ (условие разрешимости);
- 2) для любых элементов $z_1, z_2 \in Z$ из равенства $Az_1 = Az_2$ следует равенство $z_1 = z_2$ (условие единственности);
- 3) для любых элементов $u_1, u_2 \in U$ и элементов z_1 и z_2 , таких как $Az_1 = u_1$ и $Az_2 = u_2$ и любого числа $\varepsilon > 0$, можно указать такое число $\delta(\varepsilon) > 0$, что из неравенства $\rho U(u_1, u_2) \leq \delta(\varepsilon)$ следует неравенство $\rho Z(z_1, z_2) \leq \varepsilon$ (условие устойчивости).

Отметим, что решение вопроса – корректно или некорректно поставлена данная задача – зависит не только от оператора A , но и от выбора функций ρZ и ρU , т. е. выбора пространств Z и U . Выбор же пространства U обусловлен характером входных данных u , так как u должно принадлежать U , и характером погрешности их задания; погрешность должна измеряться в метрике пространства U . Выбор пространства Z диктуется метрикой, в которой приближенное решение ближе к точному.

Понятие корректности по Тихонову было сформулировано М.М. Лаврентьевым. Рассмотрим задачу (4.26). Предполагается, что обратный оператор A^{-1} существует, но не является непрерывным.

Определение 4.8 (корректность по Тихонову).

Пусть в пространстве Z выделено некоторое множество $M \subset Z$. Задача решения уравнения (4.26) называется корректной по Тихонову, если:

- 1) априори известно, что решение существует и принадлежит M ;
- 2) решение единственно на множестве M ;
- 3) для любых $z_1, z_2 \in M$ и любого числа $\epsilon > 0$ существует такое $\delta(\epsilon) > 0$, что из неравенства $\rho U(Az_1, Az_2) < \delta(\epsilon)$ следует неравенство $\rho Z(z_1, z_2) < \epsilon$, т. е. оператор A^{-1} непрерывен на образе множества M . Множество M при этом называют множеством корректности.

Для того чтобы быть множеством корректности [100], M должно быть компактом.

Определение 4.9 (обобщенная корректность первого рода).

Задачу решения уравнения (4.26) будем называть обобщенно корректной, если:

- 1) априори известно, что решение задачи как объект-системы (решение с учетом инструментария) существует и принадлежит M^0 ;
- 2) решение единственно на множестве M^0 ;
- 3) Для любых $z_1^0, z_2^0 \in M^0$ и любого числа $\epsilon^0 > 0$ существует такое $\delta^0(\epsilon^0) > 0$, что из неравенства $\rho U(Az_1^0, Az_2^0) < \delta^0(\epsilon^0)$ следует неравенство $\rho Z(z_1^0, z_2^0) < \epsilon^0$, т. е. оператор A^{-1} непрерывен на образе множества M^0 . Множество M^0 при этом называют множеством обобщенной корректности.

При этом величина $\rho U(Az_1^0, Az_2^0)$ является результатом влияния совокупности погрешностей Δ_5 : т. е. $\Delta_5 = \sum_{i=1}^N \Delta_i$. Здесь N определяется количеством факторов, деформирующих решение (для автоматизированных систем по видам обеспечения $N = 8$).

Определение 4.10 (обобщенная корректность второго рода).

Задачу решения уравнений (4.26) будем называть обобщенно корректной, если:

- а) выполняются требования пп. 1–3 определения 4.9;
- б) решение и процесс его получения удовлетворяют допустимым ограничениям вида $\{y_i\} \leq \{y_{\text{доп}}\}$; $t_{\text{реш}} \leq t_{\text{доп}}$. Здесь y_i – компоненты вектора, характеризующего качество полученного решения (например, точность), а параметр $t_{\text{доп}}$ задает временные ограничения (решение задачи БНО должно быть получено на интервале времени, который не превышает некоторого допустимого значения).

Задача, не являющаяся обобщенно корректно поставленной (при невыполнении хотя бы одного из перечисленных условий), называется обобщенно некорректно поставленной, или просто обобщенно некорректной (ОНКЗ).

Определение 4.10 более полно удовлетворяет требованиям оперативного БНО управления полетом КА в условиях массового обслуживания и (или) изменения среды функционирования АС БНО, в том числе в нестандартных ситуациях.

Практическое использование изложенных общетеоретических положений на примерах решения задач оперативного определения вектора состояния КА по измерениям текущих параметров, а также определения параметров движения геостационарных КА будет показано в разд. 4.

Глава 5

АНАЛИЗ ЦЕЛЕВЫХ И ИНФОРМАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ОСНОВНЫХ СЛУЖЕБНЫХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ

5.1. СВОЙСТВА ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИХ ИНФОРМАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ВОЗМОЖНОСТИ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Безусловно, наиболее надежным и эффективным методом анализа целевых и информационно-технических возможностей БКУ при выполнении основных служебных и динамических операций, как и НКУ, остается метод моделирования с использованием имитационных моделей, адекватно воспроизводящих функционирование реальной системы.

Такой подход при всех его достоинствах тем не менее обладает помимо отмеченных ранее существенным недостатком, связанным с практической невозможностью его применения на начальных стадиях выработки ТТТ и закладки основных параметров при создании новой системы, когда подобного типа моделей просто не существует, а применение моделей-аналогов не гарантирует достоверного воспроизведения работы проектируемой системы.

В этих условиях по аналогии с интегральной оценкой способности допустимых ТУ АСУ КП, рассмотренной в § 3.5 и базирующейся на фундаментальных свойствах динамических систем,

могут быть применены аналогичные методы, гарантирующие оценочные результаты нулевого, а в ряде случаев первого приближения. В силу фундаментального характера обсуждаемых свойств подобные результаты являются как минимум желательными.

Применительно к БКАУ подобный подход тем более обоснован, что значительное число решаемых на борту задач связано с управлением движением КА как объекта, который в совокупности с элементами, взаимодействующими с внешней средой через входы и выходы, представляет собой *динамическую систему*.

В соответствии с подходом, принятым в общей теории систем, часть компонентов реакции системы на входное воздействие, как и некоторые из входных воздействий, поддаются непосредственному измерению.

Полная совокупность входных воздействий характеризует состояние системы в данный и последующие моменты времени. В общей теории систем входное воздействие $\omega(t)$ принято относить к некоторому определенному множеству их мгновенных значений, обозначаемому, как правило, через Ω , принадлежащему, в свою очередь, m -мерному пространству R^m либо его части, т. е. $\Omega \subset R^m$. Обычно принимается, что Ω – замкнутая область пространства R^m . Ограничения, накладываемые в каждом конкретном случае на $\omega(t)$, диктуются условиями решаемой задачи, характеристиками внешней среды и др. При этом множество Ω называют *множеством допустимых входных воздействий*.

С учетом данного обстоятельства состояние системы в общем случае можно представить как

$$x(t) \in [t; t_0, x(t_0), \omega(t)] \text{ при } \omega \in \Omega, \quad (5.1)$$

где точкой с запятой отделен главный аргумент функции, по которому происходит развитие процесса. Множество значений вектора $x(t)$, характеризующее состояние системы, а следовательно, и ее *траекторию движения* в пространстве, называется *пространством состояний*. Его принято обозначать через X . Если далее положить, что все моменты времени, в течение которого происходит развитие процесса, принадлежат множеству T , то выражение для определения состояния системы в более общей форме можно представить как

$$\Phi = \{\varphi; T \times X \times \Omega \rightarrow X\}, \quad (5.2)$$

которое означает, что на множестве X и множестве, образованном произведением $T \times X \times \Omega$, задано соответствие (правило) φ такое, что новое множество (произведение множеств) отображается в множество X , образуя множество отображений Φ . Поскольку φ устанавливает функциональную связь в виде четырех упорядоченных значений $t, (t_0), \mathbf{x}(t), \omega(t)$ с множеством X , содержащим *переменные состояния* $\mathbf{x}_i(t)$, то по своему физическому смыслу φ есть *переходная функция состояния системы*. Для однозначности введенного понятия переходная функция состояния должна удовлетворять ряду требований.

1. Переходная функция состояния должна быть найдена для всех $t \geq t_0$, а при $t = t_0$

$$\varphi[t_0; t_0, \mathbf{x}(t_0), \omega(t_0)] = \mathbf{x}(t_0) \quad (5.3)$$

для всех $t \in T; \mathbf{x} \in X; \omega \in \Omega$.

2. Текущее состояние системы однозначно задано, если известно ее начальное состояние и входное воздействие на рассматриваемом интервале времени, т. е.

$$\mathbf{x}(t) = \varphi[t; t_0, \mathbf{x}(t_0), \omega(t_0, t)]. \quad (5.4)$$

Систему, удовлетворяющую данному условию, принято называть *динамической*.

3. Одно и то же входное воздействие ω должно определять состояние системы на конце рассматриваемого временного интервала (t_0, t_k) независимо от конкретного времени приложения его внутри этого интервала, т. е.

$$\varphi[t_k; t_0, \mathbf{x}(t_0), \omega] = \varphi\{t_k; t_0, \varphi[t; t_0, \mathbf{x}(t_0), \omega], \omega\} \quad (5.5)$$

для всех $\mathbf{x} \in X; \omega \in \Omega$ и $t_0 < t < t_k \in T$.

При известной переходной функции состояния системы и заданном входном воздействии нетрудно найти *выходную величину* или *вектор выходных переменных системы* $y(t)$. Поскольку $y(t)$ зависит от входного воздействия, запишем

$$y(t) = \psi[t; x(t)], \quad (5.6)$$

где ψ – оператор выхода системы.

Хотя на выходные переменные и не накладываются особые ограничения, отображение ψ должно принадлежать некоторому множеству Ψ и в общем виде может быть представлено как

$$\Psi = \{\psi : T \times X \rightarrow Y\}, \quad (5.7)$$

где Y – множество, которому принадлежат все $y_i(t)$.

Динамическую систему называют *свободной* или *автономной*, если множество допустимых входных воздействий содержит только один элемент, т. е. другими словами, если движение системы происходит только из-за начальных отклонений (баллистическое движение при заданных начальных условиях).

Значительное место в общей теории систем занимают системы, переходные функции которых удовлетворяют заданному дифференциальному уравнению состояния.

Пусть множество моментов времени T задается осью вещественных чисел, а множество допустимых значений входных воздействий и состояний системы есть векторные пространства. Необходимо также, чтобы переходная функция состояния (5.2) была непрерывным отображением в любой точке $x \in X$ для каждого $t \in T$.

Тогда переходная функция такой системы, называемой *обыкновенной динамической системой*, будет представлять собой решение функционального дифференциального уравнения вида

$$\frac{d}{dt} x(t) = f[t; x(t), \omega(t)] \quad (5.8)$$

с начальными условиями $x(t) = x_0$ для всех $t \in T$, $x \in X$ и $\omega \in \Omega$. Заметим, что функции $f[t; x(t), \omega(t)]$ в уравнении (5.8), определяемые как $\partial \varphi[t; t_0, x(t_0), \omega(t)] / \partial t$, называют *производящими функциями*.

В отдельных случаях состояние динамической системы, выражаемое через переходную функцию состояния, не зависит от начала отсчета времени. При этом отображение (5.7), определяющее выход системы, также не зависит от t и, следовательно,

$$y(t) = \psi(x). \quad (5.9)$$

Такого рода динамические системы называют *стационарными*, или системами с независимыми от времени параметрами.

Наконец, динамические системы принято подразделять на системы с *непрерывным* и *дискретным* временем в зависимости от того, является ли T множеством всех вещественных чисел или множеством только целых.

Если из совокупности входных воздействий выделить предназначенные для изменения определенным образом состояния системы, то в отличие от возмущений они будут называться *управлением*, или *управляющим воздействием*. Вектор управления обозначают через $u(t)$. При этом динамическую систему, подверженную действию управления, принято рассматривать как *объект управления*. В общей теории систем под управлением понимается осуществление целенаправленного действия, в результате которого объект управления совершает движение, доставляющее экстремум наперед заданному критерию. Таким образом, в обсуждаемой теории не рассматривается никаких других управлений, кроме в определенном смысле оптимальных. Для того чтобы более строго сформулировать *задачу управления*, являющуюся одной из основных задач теории систем, введем предварительно ряд новых понятий. Прежде всего отметим, что целенаправленное изменение состояния объекта управления приводит и к изменению вектора выходных переменных. Другими словами, на множестве $T \times X \times Y$ может быть выделено подмножество $G_0 \subset T \times X \times Y$, называемое *целевым множеством*, элементами которого являются значения (x, y, t) . По аналогии из множества Ω выделим множество U , являющееся *множеством допустимых управлений*.

Для количественной оценки эффективности управления в теории систем служит функционал, называемый *критерием*, или *показателем качества управления*. Указанный функционал в общем случае зависит от значений входных и выходных величин, состояния объекта и его свойств, определяемых переходной функцией и оператором выхода системы

$$I = I(u, y, x, \varphi, \psi, t). \quad (5.10)$$

При придании t значения времени достижения t_k , т. е. времени, при котором происходит пересечение множеств значений $\Phi[t; t_0, \mathbf{x}(t_0), \mathbf{u}]$; $\Psi[t; \mathbf{x}(t)]$ с подмножеством G_0 и выборе $\mathbf{u}(t)$ из множества допустимых управлений, функционал I принимает конкретное числовое значение I_k . Подразумевая сформулированные вводные понятия, можно дать определение *общей задачи управления* как задачи нахождения для каждой из точек $(t_0, \mathbf{x}_0)$, называемых *фазой динамической системы*, допустимого управления $\mathbf{u}(t) \in U$, преобразующего фазу таким образом, что

$$\{\Phi[t; t_0, \mathbf{x}(t_0), \mathbf{u}(t)], \Psi[t; \mathbf{x}(t)] \cap G_0 \quad (5.11)$$

и минимизирующего функционал I на момент времени достижения. Символ $\cap$ обозначает пересечение множеств.

Здесь имеет смысл отметить, что в общем случае понятие «время достижения» не эквивалентно понятию «время управления», играющему существенную роль в подавляющем большинстве задач управления обыкновенными динамическими системами. Принято различать два варианта задания времени управления: $t_k - t_0 = T = \text{const}$ и $t_k - t$ – текущее время.

Первому случаю отвечает *терминальный*, или *финитный критерий качества*

$$I_k = I_k \{t_k; \Phi[t; t_0, \mathbf{x}(t_0), \mathbf{u}]\}, \quad (5.12)$$

поскольку управление должно быть выбрано из условия экстремума функционала в конечный момент управляемого движения, т. е. в момент $t_k = t_0 + T$.

Второму случаю – *переходный (текущий) критерий*, отвечающий возможности обеспечения экстремума функционала в каждый текущий момент $t_k = t$, зависящий от управления $\mathbf{u}(t)$ и вида переходной функции состояния Φ и представляемый в форме непрерывной вещественной функции

$$I_T = I_T \{t; \Phi[t; t_0, \mathbf{x}(t_0), \mathbf{u}]\}, \quad (5.13)$$

интегрируемой на интервале от t_0 до $t_k = t$, т. е.

$$I_T = \int_{t_0}^{t_k} \varphi[t; t_0, \mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)] dt. \quad (5.14)$$

В целом ряде задач переходный критерий, записываемый в общем случае в виде функционала, вырождается в скалярную функцию времени (локальный критерий), оптимальность которой достигают путем соответствующего выбора локально-оптимального вектора управления $\mathbf{u}(t)$. Отдельное место занимает *критерий минимума времени управления*, используемый в задачах, где заданы начальное и конечное состояния объекта и нужно минимизировать время перехода с учетом накладываемых на процесс управления ограничений.

Постановка задачи оптимизации процесса в конечный момент управляемого движения при одновременной квазилокальной оптимизации текущих характеристик движения приводит к необходимости использования критерия *смешанного вида*, представляемого в общем случае как

$$I = I_k \left\{ t_k; \varphi[t; t_0, \mathbf{x}(t_0), \mathbf{u}] \right\} + \int_{t_0}^{t_k} \varphi[t; t_0, \mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)] dt. \quad (5.15)$$

Выбор вида функционала I в значительной степени влияет на характер решения. В инженерной практике широко распространен так называемый *квадратичный критерий качества*, имеющий вид

$$I = \int_0^{\infty} \sum_{i=1}^n q_{ii} x_i^2 dt + \int_0^{\infty} u^2 dt, \quad (5.16)$$

либо применительно к векторной форме критерия смешанного типа

$$I = \frac{1}{2} \mathbf{x}^T(t_k) \mathbf{Q}_k \mathbf{x}(t_k) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_k} [\mathbf{x}^T(t) \mathbf{Q}_1(t) \mathbf{x}(t) + \mathbf{u}^T(t) \mathbf{Q}_2^{-1}(t) \mathbf{u}(t)] dt, \quad (5.17)$$

где Q_k и Q_1 – положительно полуопределенные, а Q_2 – положительно определенная матрица весовых коэффициентов, t – индекс транспонирования матриц.

Повышенное внимание, уделяемое квадратичным критериям качества, обусловлено тем, что использование их приводит к синтезу линейных оптимальных систем, которым при анализе отдается предпочтение, по крайней мере с точки зрения материала, отводимого им в общем объеме данного пособия.

Заметим, что в критериях (5.16) и (5.17) под x , вообще говоря, понимается не абсолютное значение фазовых координат системы, а отклонение выходных координат $y(t)$ от их желаемых значений $z(t)$, т. е.

$$x(t) = z(t) - y(t). \quad (5.18)$$

Вместе с тем имеет смысл обратить внимание и на то, что для системы управления безразличен собственно характер изменения желаемых выходов, определяемых опорным номинальным движением. Работа системы осуществляется по принципу обнуления меняющегося во времени рассогласования между желаемым и действительным выходами. Поэтому в процессе проведения математических выкладок допустим перенос начала отсчета (начала системы координат) и совмещение его с опорной траекторией. Тогда ошибка (отклонение) будет определяться координатами, отсчитываемыми относительно номинального движения, т. е. $x(t) = y(t)$.

При использовании квадратичного критерия качества решение задачи оптимизации сводится к выбору такого управления $u(t)$, которое минимизировало бы одновременно ошибку управления и ресурсы энергии, затрачиваемой на управление.

Основные задачи общей теории систем, относящиеся к управлению движением, определяются свойствами динамической системы, зависящими от ее структуры. К таким свойствам сложных систем относят: устойчивость, управляемость, наблюдаемость, оптимальность, идентифицируемость, сложность и декомпозируемость.

Прежде чем перейти к формулированию собственно задач управления движением сделаем несколько вводных замечаний. Начнем с *устойчивости*. С точки зрения общей теории систем – это обширный и относительно малоразвитый раздел, включающий

устойчивость подмножества пространств состояний как для обычных динамических систем, так и систем с более сложной структурой (множества с произвольной топологией, метрические пространства и т. д.). С точки зрения технических приложений устойчивость, вообще говоря, – это минимально необходимое условие, которому должна удовлетворять система, реализующая управляемое движение. Исходя из этого нет смысла относить данное свойство системы к числу задач, требующих разрешения в рамках обсуждаемого подхода.

Понятие *сложность* определяет структуру динамической системы. Оно неразрывно связано с множеством состояний системы и неделимостью ее структуры. Количественной характеристикой сложности системы служит число ее возможных состояний, определяемое как $2^{n(n-1)}$, где n – число элементов сложной системы, а $n(n-1)$ – число динамических связей, возникающих между этими элементами в процессе функционирования системы. Таким образом, характеризуя внутреннюю структуру и динамику взаимодействия элементов внутри системы, данное понятие также не определяет непосредственно задачи управления движением.

Несколько более сложной является в этом смысле трактовка понятия *декомпозируемости*, под которым, как уже отмечалось, обычно понимают возможность деления сложной системы на независимые части, называемые *подсистемами*. В этом смысле данное понятие также не представляет интереса с точки зрения обсуждаемых задач. Вместе с тем понятие «декомпозируемость» имеет более широкое значение, в частности, распространяется [17] на задачи оценивания, будучи тесно связанным со свойством *наблюдаемости*.

Итак, к числу задач, подлежащих рассмотрению в рамках обсуждаемых проблем, отнесем:

- задачу управляемости и наблюдаемости динамической системы;
- задачу синтеза (оптимального) управления;
- задачу идентификации или реализуемости системы.

Несомненно, важнейшим структурным свойством рассматриваемых задач является *управляемость*, определение которой было дано впервые Р. Калманом. Управляемость динамической системы

заключается в установлении условий, при которых переходная функция состояния $\varphi : T \times T_1 \times X \times \Omega \rightarrow X$ для текущего состояния системы, задаваемого зависимостью (5.4), существовала бы и была отлична от нуля для всех управлений $u(t) \in \Omega_0$. Другими словами, задача определения условий управляемости заключается в нахождении условий, при которых имеет место управление $u(t)$, способное перевести систему из состояния $x(t_0)$ в состояние $x(t_k)$. Нетрудно предположить, что далеко не все из возможных управлений $x(t)$ способны обеспечить полное решение рассматриваемой задачи. Более того, может оказаться, что вообще будет отсутствовать непустое множество Ω_0 , т. е. система будет *неуправляемой*. Понятие «управляемость» неразрывно связано с понятием *достижимости* и сопутствующим ему понятием *множества достижимых состояний* (см. § 3.5). Под достижимостью в более общем случае принято понимать возможность реализации такого управления, которое способно перевести систему из заданного начального в заданное конечное состояние. Очевидно, что при отсутствии ограничений, накладываемых на управление, теоретически всегда можно обеспечить указанный перевод динамической системы из одного состояния в другое. Если трактовать множество достижимости как совокупность конечных траекторий $x(t_1)$ в R^n , то геометрия множества достижимости не будет зависеть от начальной точки $x(t_0)$, а будет определяться разностью $t_1 - t_0$, поэтому можно всегда считать $t_0 = 0$. Итак, для содержательного определения понятия множества достижимости необходимо оговорить ограничения, накладываемые на управление, и зафиксировать момент времени $t_1 - t_k$, по истечении которого управляемый объект должен быть переведен допустимым управлением $u(t) \in U$ с наложенным на него ограничением $\chi[u] \leq \mu$ в любую из точек множества $G[x^k, \mu, t_k, t_0]$.

Отметим далее, что реализация управления (в частности, управления по принципу обратной связи) требует знания текущего состояния системы $x(t)$ по значениям выходной переменной $Y(t_0)$. Задачей *наблюдаемости* динамической системы и является определение условий, при которых существует отображение $\psi : Y \rightarrow X$ для всех $y(t) \in Y$, $x(t) \in X$. Более точный анализ задачи наблюдаемости дает основание подразделить ее (для линейных

систем) на подзадачи *наблюдения и восстановления состояния*. Причем указанные подзадачи имеют различие для нестационарных линейных систем. Что же касается стационарных линейных систем, понятия *наблюдаемости* и *восстанавливаемости* для них совпадают и могут использоваться как эквивалентные.

Под задачей восстановления состояния будем понимать [30] процедуру определения состояния системы в момент времени t_0 по данным о входных и выходных переменных, известных на прошедший момент времени, т. е. по измеренным значениям $y(t)$ и $u(t)$ при $t \leq t_0$.

Задачу наблюдения будем трактовать как определение состояния системы в момент t_0 по данным о входных и выходных переменных на момент времени $t > t_0$, т. е. по измерениям, проводимым позднее оценки состояния.

Процедура наблюдения технически реализуется с помощью *канала измерений*, который по аналогии с теорией автоматического регулирования часто называют *обратной связью*. Принято различать полную, неполную и стохастическую обратные связи.

Наличие *полной обратной связи* предполагает, что в каждый момент времени t все координаты $x(t)$ можно измерить абсолютно точно, т. е. $y(t) = x(t)$. Сюда же относится и случай, когда в (5.6) размерность вектора выходных переменных системы больше или равна размерности вектора состояния ($p \geq n$) и существует такое обратное преобразование, что $x(t) = f[y'(t)]$, где $y'(t)$ – n -мерный вектор, составленный из компонентов $y(t)$.

Для *неполной обратной связи* характерно, что в соотношении (5.6) размерность $p \leq n$ либо, если $p \geq n$, указанного выше преобразования типа $x(t) = f[y'(t)]$ не существует.

При *стохастической обратной связи* правая часть соотношения (5.6) будет содержать слагаемое в виде p -мерного вектора шумов измерений, описывающего случайный процесс с известными вероятностными характеристиками.

Следующая задача – синтез управления – является, несомненно, центральной. Она сводится к нахождению путей и алгоритмов построения закона управления, который представляет собой отображение $f_u: T \times X \rightarrow U$ со значениями $u(t) = f_u[t, x(t)]$ управлений при заданных множествах X , U и Ω_0 , обеспечивающих минимизацию функционала.

Наконец, рассмотрим задачу *идентификации (реализуемости)* системы. Эта задача ставится тогда, когда по совокупности изменений выходных величин $y(t) \in Y$, однозначно соответствующих управлениям $u(t) \in \Omega_0$ (т. е. по семейству функций, определяемых отображением $f_y: T \times \Omega_0 \rightarrow Y$), требуется установить внутренние свойства системы, например оценить структуру и параметры ее математической модели.

Динамическая система как нестационарный нелинейный объект управления может быть описана в общем виде следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) &= f[t; \mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), \boldsymbol{\eta}(t)]; \\ y(t) &= \psi[t; \mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{n}(t)], \end{aligned} \quad (5.19)$$

где $\boldsymbol{\eta}(t)$ – n -мерный вектор возмущений, действующих на систему; $\mathbf{n}(t)$ – p -мерный вектор шумов измерений. Математическая модель линейной нестационарной системы с непрерывным временем имеет вид

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{u}(t) + \boldsymbol{\eta}(t); \quad \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0; \quad (5.20)$$

$$y(t) = \mathbf{C}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}(t)\mathbf{u}(t) + \mathbf{n}(t), \quad (5.21)$$

где $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$, $\mathbf{C}$, $\mathbf{D}$ – соответственно матрицы порядков $n \times n$, $n \times m$, $p \times n$ и $p \times m$, являющиеся функциями времени. Для стационарной системы указанные матрицы являются постоянными, не зависящими от времени.

Движение линейного объекта с дискретным временем описывается разностным уравнением типа

$$\Delta \mathbf{x} = \mathbf{A}(t) \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t) \mathbf{u}(t) + \boldsymbol{\eta}(t); \quad \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0. \quad (5.22)$$

Все обозначения, наименования и смысл векторов, а также матриц сохраняются, как и для динамических систем с непрерывным временем. Поскольку под t в объектах с дискретным временем понимается номер такта, принимающего целочисленные зна-

чения $t = 0, 1, \dots, n$, то производная заменяется здесь первой разностью

$$\Delta \mathbf{x} = \mathbf{x}(t-1) - \mathbf{x}(t). \quad (5.23)$$

Для исключения недоразумений, касающихся трактовки размерности величины t , последнюю часто заменяют на k .

На рис. 5.1 представлена блок-схема нелинейной нестационарной системы, на рис. 5.2 и 5.3 – линейных нестационарных систем с непрерывным и дискретным временем соответственно.

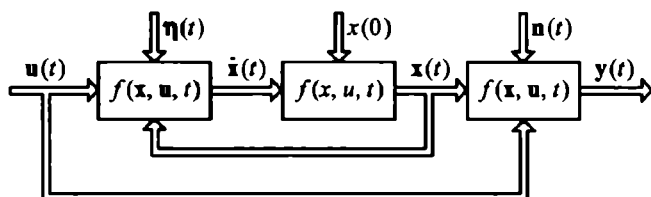


Рис. 5.1. Функциональная схема модели нелинейной нестационарной системы

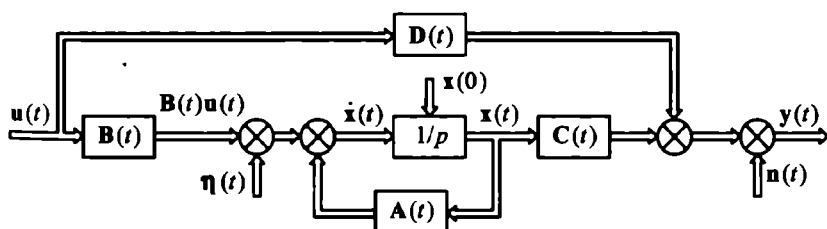


Рис. 5.2. Функциональная схема модели линейной нестационарной системы с непрерывным временем

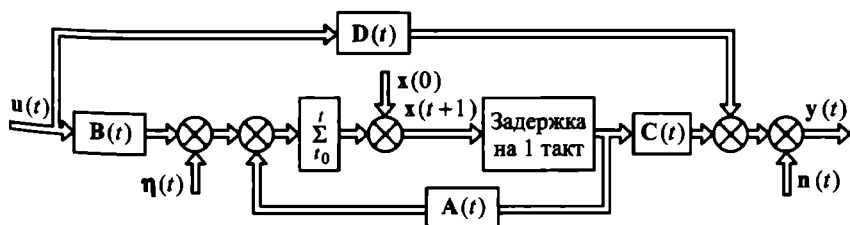


Рис. 5.3. Функциональная схема модели линейной нестационарной системы с дискретным временем

В общем случае возмущенное движение КА описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений вида (5.19), решение которой предполагает использование численных методов. Однако, если $u_0(t)$ – заданная входная переменная системы и ее состояние соответствует указанной модели, а $x_0(t)$ – искомое решение, то, как известно, для малых отклонений от номинальных значений параметров из нелинейного дифференциального уравнения состояния можно найти приближенные общие решения. При отклонениях $\delta u(t)$ и $\delta x(t)$ не более 5 % номинала справедливо представление возмущенного движения в виде линейной комбинации

$$u(t) = u_0(t) + \delta u(t); \quad t_0 \leq t \leq t_1; \quad (5.24)$$

$$x(t) = x_0(t) + \delta x(t); \quad x(t_0) = x_0(t_0) + \delta x(t_0). \quad (5.25)$$

Подстановка выражений (5.24) и (5.25) в исходную зависимость (5.19) при $\eta(t) = 0$ и последующее разложение ее в ряд Тейлора приводят к выражению вида

$$\begin{aligned} x(t) = x_0(t) + \delta x(t) = f[x_0(t), u_0(t), t] + \\ + \Phi_x[x_0(t), u_0(t), t] \delta x(t) + \Phi_u[x_0(t), u_0(t), t] \delta u(t) + \delta \Phi(t). \end{aligned} \quad (5.26)$$

Здесь $\delta \Phi(t)$ – остаточный член разложения; Φ_x и Φ_u – якобианы функции f относительно x и u .

Исходные посылки дают основание считать $\delta \Phi(t)$ несоизмеримо малым по отношению к $\delta x(t)$ и $\delta u(t)$. Соответственно *линеаризованное дифференциальное уравнение состояния* может быть представлено в виде

$$\frac{d}{dt}[\delta x(t)] = A(t) \delta x(t) + B(t) \delta u(t), \quad t_0 \leq t \leq t_1. \quad (5.27)$$

В задачах, связанных с исследованием динамики системы при отслеживании номинальной траектории, характер собственно номинального движения, как уже отмечалось, не представляет инте-

реса. Поэтому в первом уравнении (5.25) можно положить $x_0(t) = 0$, тогда $\dot{x}(t) = \delta \dot{x}(t)$, что приводит к канонической форме математической модели состояния линейной нестационарной системы типа (5.20), т. е.

$$\frac{d}{dt} x(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t); \quad x(t_0) = x_0. \quad (5.28)$$

Данный результат, по существу, эквивалентен результату, полученному при совмещении начала отсчетного базиса с опорной (номинальной) траекторией, о чем говорилось выше.

В реальных задачах управления космическими полетами, как правило, приходится иметь дело с проблемой управления по неполным, возможно, неточным наблюдениям параметров движения КА.

Эта проблема неразрывно связана со свойством наблюдаемости. В результате ее разрешения должен быть дан ответ, обладает ли рассматриваемая динамическая система свойством, позволяющим определять ее состояние по поведению выходной переменной.

При условии измерения всех переменных $x(t)$ матрица C в уравнении (5.21) будет вырождаться (для $n(t) = 0$) в единичную, т. е. $C = E$. В том случае, когда составляющие $x(t)$ доступны для прямых измерений лишь частично, возможны две ситуации:

1) доступно прямым измерениям только ограниченное число составляющих $x(t)$, не связанных априори однозначными математическими зависимостями с неизмеряемыми компонентами $x(t)$;

2) кроме ограниченного числа составляющих $x(t)$ доступны прямым измерениям некоторые дополнительные переменные, функционально связанные с неизмеряемыми непосредственно составляющими.

Вторая ситуация дает основание для постановки задачи синтеза системы, называемой *восстановителем состояния* либо *наблюдающим устройством*.

Итак, задача заключается в том, чтобы по результатам измерений определить вектор состояния системы или некоторые его компоненты и синтезировать закон управления, а также отвечающий ему регулятор, оперирующий для формирования УВ информацией о векторе состояния. Обозначим измеряемые компоненты $x(t)$ через $y_j(t)$. Тогда, предварительно положив $u(t) = 0$, запишем

$$y_j(t) = f_{uj}[t; x_1(t), \dots, x_n(t)] \quad (j = 1, \dots, p < n), \quad (5.29)$$

где n – число компонентов вектора состояния $\mathbf{x}(t)$; f_{uj} – неизвестные функции, зависящие от конструктивных особенностей измерительных устройств. Отсюда следует промежуточный, но важный вывод, что при $p < n$ уравнения (5.29) не могут быть разрешены относительно всех $x_i(t)$. Таким образом, определение $\mathbf{x}(t)$ на основании мгновенного значения $\mathbf{y}(t)$ не представляется возможным.

Когда измерениям доступно ограниченное число компонентов $\mathbf{x}(t)$, а измерения дополнительных переменных отсутствуют, матрица $\mathbf{C}$ будет представлять собой прямоугольную матрицу. При этом в принципе возможна ситуация, в которой $p \geq n$.

Поскольку вектор измерений непосредственно связан с $\mathbf{x}(t)$ и $\mathbf{u}(t)$, естественна постановка следующих вопросов:

- существует ли допустимое управление $\mathbf{u}(t)$, позволяющее перевести объект из заданного начального состояния $\mathbf{x}(t_0)$ в заданное конечное состояние $\mathbf{x}(t_k)$ в пределах фиксированного временного интервала $(t_0; t_k)$;

- существует ли такое допустимое управление $\mathbf{u}(t)$, при котором по измерениям $\mathbf{y}(t)$, проводимым на указанном интервале, можно было определить начальное состояние объекта $\mathbf{x}(t_0)$.

Нетрудно заметить, что первый вопрос совпадает, по существу, с формулировкой задачи управляемости, что не требует дополнительных пояснений, второй – с формулировкой задачи наблюдаемости. Последнее действительно происходит. В этом можно убедиться, вспомнив, что, согласно определению, состояние $\mathbf{x}(t_0)$ называют наблюдаемым, если при заданном управлении $\mathbf{u}(t)$ найдется такое $t_k \geq t_0$, что знания $\mathbf{u}(t)$ и $\mathbf{y}(t)$ при $t_0 \leq t \leq t_k$ достаточно для однозначного определения $\mathbf{x}(t_0)$. Попутно отметим, когда все комбинации компонентов вектора состояния $\mathbf{x}(t_0)$ наблюдаемы в момент t_0 , систему называют наблюдаемой в этот момент времени.

При обсуждении возможностей формализации необходимых и достаточных условий управляемости и наблюдаемости ограничимся строгим изложением классических результатов, полученных для линейных стационарных систем. Затем обсудим возможности распространения этих результатов на иные типы систем и допустимость их применения при решении указанных задач.

Итак, проанализируем решение задачи управляемости по отношению к n -мерному вектору фазовых координат линейной стационарной системы. Решение дифференциального уравнения (5.28) при $u(t) = 0$ и начальном условии $x(\tau)$ представим в виде

$$x(t) = e^{A(t-\tau)}x(\tau). \quad (5.30)$$

Тогда

$$x^*(t_k) = x(t_k) - e^{A(t_k-t)}x(t) = \int_t^{t_k} e^{A(t_k-\tau)} Bu(\tau) d\tau, \quad (5.31)$$

где $x^*(t_k)$ – вектор конечных фазовых координат, заданный относительно нового базиса. По требуемому изменению $\Delta x = x(t_k) - x(t)$ за время $\Delta t = t_k - t$ можно определить

$$x^*(t_k) = \Delta x - [e^{A\Delta t} - E] x(t). \quad (5.32)$$

Если существует допустимое управление $u(\tau)$ при $t \leq \tau \leq t_k$ такое, что

$$x^*(t_k) = \int_t^{t_k} e^{A\Delta t} Bu(\tau) d\tau \quad (5.33)$$

является любым заданным вектором из n -мерного векторного пространства R^n , то объект будет управляемым по отношению к фазовым координатам. Вводя в рассмотрение интерполяционный многочлен Лагранжа – Сильвестра $\psi(\lambda, \tau)$ функции $e^{\lambda\tau}$, после ряда преобразований получим

$$x^*(t_k) = \sum_{\alpha=0}^{n-1} \sum_{\beta=1}^m \left\{ \int_t^{t_k} \psi_{\alpha}(t_k - \tau) u_{\beta}(\tau) d\tau \right\} A^{\alpha} b_{\beta}. \quad (5.34)$$

Соответствующим выбором управления $u_{\beta}(\tau)$ можно обеспечить желаемое численное значение интеграла в фигурных скобках.

Тогда для формирования любого наперед заданного значения n -мерного вектора $\mathbf{x}(t_k)$ требуется, чтобы из системы $\mathbf{A}^\lambda \mathbf{b}$ можно было выделить n векторов, образующих базис в n -мерном векторном пространстве R^n . Данное требование эквивалентно тому, чтобы матрица

$$\mathbf{G} = [\mathbf{B}, \mathbf{AB}, \mathbf{A}^2\mathbf{B}, \dots, \mathbf{A}^{n-1}\mathbf{B}] \quad (5.35)$$

имела ранг $r = n$ или, иначе говоря, $\mathbf{G}$ должна содержать n линейно независимых векторов-столбцов. Указанное условие является достаточным условием управляемости. Оно же представляет собой и необходимое условие. Действительно, если таких векторов не существует, то $\mathbf{A}^a \mathbf{b}_\beta$ образуют линейное подпространство размерностью меньше n . Если вектор $\mathbf{x}^*(t_k)$ не принадлежит этому подпространству, то происходит невыполнение равенства (5.34). Когда $\mathbf{B}$ представляет собой $(n \times 1)$ -мерную матрицу $\mathbf{b}$, являющуюся вектором-столбцом, при $u(t)$ – скалярной величине, система полностью управляема в том и только в том случае, если матрица размерности

$$\mathbf{G} = [\mathbf{b}, \mathbf{Ab}, \mathbf{A}^2\mathbf{b}, \dots, \mathbf{A}^{n-1}\mathbf{b}] \quad (5.36)$$

невырождена или, полагая $\mathbf{b}^T = [\mathbf{b}_1, \mathbf{b}_2, \dots, \mathbf{b}_n]$, в том и только в том случае, если

$$\det \mathbf{G} \neq 0. \quad (5.37)$$

Первый столбец определителя представляет собой компоненты вектора-столбца $\mathbf{b}$, а последующие равны $\sum_{j=1}^n a_{ij}^{(k)} b_j$, где $a_{ij}^{(k)}$ – элементы матрицы $\mathbf{A}^k$. Наконец, если $\mathbf{A}$ – диагональная матрица с разными элементами, то система полностью управляема, когда при этом матрица $\mathbf{b}$ не имеет нулевых строк. При $r < n$ имеем не полностью управляемую систему (управляемую не по всем координатам или не для всех начальных условий); при $r = 0$ система неуправляема.

Как и для условий управляемости установим требования к матрицам A и C , отвечающие в данном случае возможности точного определения вектора состояния $x(t)$.

Из выражения вектора наблюдаемых координат или вектора обратной связи

$$y(t) = Cx(t) \quad (5.38)$$

и уравнения состояния (5.20) при $\eta = 0$ получим

$$\begin{aligned} Cx(t) &= y(t); \\ CAx(t) &= \dot{y}(t) - CBu(t); \\ CA^2x(t) &= \ddot{y}(t) - CABu(t) - C\dot{B}u(t) \\ &\dots \end{aligned} \quad (5.39)$$

Здесь $y(t)$, $\dot{y}(t)$, $\ddot{y}(t)$... характеризуют реализацию вектора $y(t)$ и его производных на интервале наблюдения.

Если из системы векторов-строк $C_\beta A^\alpha$, $\beta = 1, \dots, m$; $\alpha = 0, \dots, (n-1)$ можно выделить базис в n -мерном векторном пространстве R^n , то матрица, составленная из этих векторов-строк, будет неособенной и система уравнений, выделенная соответствующим образом из (5.39), может быть разрешена относительно $x(t)$. Другими словами, объект наблюдаем, если матрица

$$H = \begin{bmatrix} C^T, A^T C^T, (A^T)^2 C^T, \dots, (A^T)^{n-1} C^T \end{bmatrix} \quad (5.40)$$

имеет ранг $r = n$, или, что эквивалентно, если в матрице H есть n линейно независимых столбцов.

В частности, если C матрица имеет размерность $1 \times n$, необходимым и достаточным условием наблюдаемости будет требование невырожденности матрицы H размерности $n \times n$. При наличии диагональной матрицы A с различными элементами условием наблюдаемости является отсутствие нулевых столбцов в матрице C , что получаем из условия полной управляемости системы для матрицы A , имеющей диагональную форму. При $r < n$ будем иметь не полностью наблюдаемую систему.

На первый взгляд, приведенные результаты носят весьма абстрактный характер, неприменимый к решению интересующих нас задач управления полетом КА, математические модели движения являются существенно нелинейными и нестационарными. Однако это не совсем так. Во-первых, ограничение, связанное с условием стационарности, вообще не критично. Поскольку на интервале навигационных определений, являющемся весьма непродолжительным, вполне допустимо считать, что параметры КА не изменяются и постоянны. Что касается интервалов управления (коррекции), на которых в силу расхода топлива, изменения центровок и прочего требуется учесть нестационарность системы, сделать это можно методом припасовывания, разбив рассматриваемый временной интервал на ряд подынтервалов, допускающих возможность применения *принципа замораживания*.

Несколько сложнее с требованием линейности системы. Однако и здесь ситуация не представляется безнадёжной. Как неоднократно отмечалось ранее, значительное число задач может быть сведено к задачам стабилизации программных движений либо исследования возмущенного движения в окрестности номинального опорного движения. При этом само опорное движение в контексте обсуждаемых проблем интереса не представляет.

Для такого типа задач приведенные результаты позволяют получить вполне корректные оценки. Тем не менее, имея в виду некоторую ограниченность их областей применения для всего спектра задач, решаемых БКУ, будем рассматривать соответствующие методики как оценочные методики первого приближения.

Возможности их практических приложений продемонстрируем здесь на примере таких операций, как сближение КА на орбите и управление угловым движением крупногабаритных ОК при переориентации и стабилизации.

5.2. УПРАВЛЯЕМОСТЬ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ВСТРЕЧИ

При исследовании относительного движения КА на этапе сближения могут быть использованы различные системы координат: транспортирующая, орбитальная, орбитально-лучевая и др.

Подробное описание их приведено, например, в [52]. В случае сближения транспортного корабля по методу свободных траекторий [29, 30, 31, 34, 51] с неманеврирующей станцией (которую будем условно называть в дальнейшем целью), орбита которой известна заранее, начало орбитальной системы координат (ОСК) помещается в центр масс цели. Уравнения относительного движения в векторной форме представим [31] в виде

$$\mu \left[\frac{\mathbf{r}_u}{r_u^3} - \frac{\mathbf{r}}{r^3} \right] = \\ = \ddot{\mathbf{D}} + 2\boldsymbol{\omega}_u \times \dot{\mathbf{D}} + \boldsymbol{\omega}_u \times (\boldsymbol{\omega}_u \times \mathbf{D}) + \dot{\boldsymbol{\omega}}_u \times \mathbf{D} - \mathbf{a}, \quad (5.41)$$

где μ – гравитационный параметр Земли, равный произведению гравитационной постоянной и массы Земли ($\mu \approx 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$); $\mathbf{r}$ и $\mathbf{r}_u$ – радиусы-векторы транспортного КА и цели относительно центра притягивающего тела (Земли); $\mathbf{D} = \mathbf{r} - \mathbf{r}_u$ – относительная дальность; $\boldsymbol{\omega}_u = \dot{\boldsymbol{\chi}}$ – угловая орбитальная скорость цели (вращения ОСК); $\mathbf{a}$ – управляющее ускорение транспортного КА.

Скалярная форма уравнения (5.41) относительно ОСК, связанной с центром масс цели при каноническом ортонормировании ее осей (рис. 5.4), записывается как

$$\ddot{x} + \frac{\mu x}{r_{cp}^3} - \ddot{\chi} y - 2\dot{\chi} \dot{y} - \dot{\chi}^2 x = a_x; \\ \ddot{y} + \frac{\mu(r+y)}{r_{cp}^3} - \frac{\mu}{r_{cp}^2} - \dot{\chi}^2 y + \ddot{\chi} x + 2\dot{\chi} \dot{x} = a_y; \\ \ddot{z} + \omega_u^2 \frac{r_u}{p} z = a_z, \quad (5.42)$$

где $r_{cp} = [x^2 + (y+r)^2 + z^2]^{1/2}$; $a_j (j = x, y, z)$ – проекции вектора управляющего ускорения на оси ОСК.



Рис. 5.4. Орбитальная система координат, связанная с объектом встречи (неманеврирующей станцией, находящейся на круговой орбите)

Если эксцентриситет орбиты цели e не слишком велик, то соответствующие скалярные уравнения могут быть выражены в виде степенных разложений. Ниже представлена система таких уравнений, записанная с точностью до первой степени e при несколько ином, чем ранее, ортонормировании ОСК, а именно: для случая, когда ось x совпадает с направлением радиуса-вектора цели, ось y лежит в плоскости орбиты и направлена в сторону, противоположную $V_{ц}$, ось z дополняет систему до правой:

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\omega_{ц} \frac{r_{ц}^2}{p^2} \dot{y} - \omega_{ц}^2 \frac{r_{ц}}{p} \left(\frac{r_{ц}}{p} + 2 \right) x + 2\omega_{ц}^2 \frac{r_{ц}^3}{p^3} y \sin \vartheta &= a_x; \\ \ddot{y} + 2\omega_{ц} \frac{r_{ц}^2}{p^2} \dot{x} - \omega_{ц}^2 \frac{r_{ц}}{p} \left(\frac{r_{ц}}{p} - 1 \right) y - 2\omega_{ц}^2 \frac{r_{ц}^3}{p^3} x \sin \vartheta &= a_y; \\ \ddot{z} + \omega_{ц}^2 \frac{r_{ц}}{p} z &= a_z, \end{aligned} \quad (5.43)$$

где p – фокальный параметр эллиптической орбиты; ϑ – угол истинной аномалии.

Линеаризация (5.41) при аналогичной предыдущему исходной предпосылке $D/r_{ц} \ll 1$ приводит непосредственно к выражению

$$\mu \frac{\mathbf{D}}{r_u^3} \left[3 \frac{\mathbf{r} \mathbf{r}^T}{r^2} - \mathbf{I} \right] = \ddot{\mathbf{D}} - 2\omega_u \dot{\mathbf{D}} + (\omega_u^2 - \dot{\omega}_u) \mathbf{D} - \mathbf{a}, \quad (5.44)$$

скалярным аналогом которого является система вида

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\dot{\omega}_u x - \omega_u^2 (r_u p^{-1} - 1)x + y\dot{\omega}_u &= a_x; \\ \ddot{y} + 2\dot{\omega}_u y - \omega_u^2 (2r_u p^{-1} + 1)y + x\dot{\omega}_u &= a_y; \\ \ddot{z} + \omega_u^2 r_u p^{-1} z &= a_z, \end{aligned} \quad (5.45)$$

записанная в осях ОСК при их каноническом ортонормировании.

Для случая круговой орбиты цели $r = p$ и $\omega_u = \text{const}$, и система (5.45) преобразуется к виду

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\dot{\omega}_u x &= a_x; \\ \ddot{y} + 2\dot{\omega}_u y - 3\omega_u^2 y &= a_y; \\ \ddot{z} + \omega_u^2 z &= a_z. \end{aligned} \quad (5.46)$$

Уравнения системы (5.46), известные в астрономии чуть ли не со времен Ламберта, весьма часто, особенно в иностранной литературе, называют *уравнениями Клохесси – Уилтшайра* (по именам авторов исследований) широко использовавших их в ряде своих работ по космической баллистике, в конце 1950-х – начале 1960-х годов.

Анализ уравнений (5.46), впрочем, как и системы (5.43), дает основание считать, что боковое движение является независимым от движения в плоскости орбиты. Исследование последнего типа движения представляет наибольший интерес.

Очевидно, что первым двум уравнениям системы (5.46), описывающим это движение, будет соответствовать для $\mathbf{a} = 0$ векторно-матричное уравнение типа (5.28) при следующих численных значениях элементов матрицы $\mathbf{A}$:

$$\begin{aligned} a_{11} = a_{13} = a_{14} = a_{21} = a_{22} = a_{23} = a_{31} = a_{32} = a_{33} = a_{41} = a_{44} &= 0; \\ a_{12} = a_{34} &= 1; \quad a_{24} = 2\omega_u; \quad a_{42} = -2\omega_u; \quad a_{43} = 3\omega_u^2, \end{aligned} \quad (5.47)$$

когда $x_1 = x$, $x_2 = \dot{x}$, $x_3 = y$ и $x_4 = \dot{y}$.

Учитывая постоянство матрицы $\mathbf{A}$ в (5.46), нормированную интегральную матрицу, или переходную матрицу фазовых состояний, $\Phi(t, t_0) = \Phi(t - t_0) = \Phi(\tau)$ размерности 6×6 можно найти для обсуждаемого случая в результате аналитического решения.

Для вектора-столбца фазовых координат вида $\mathbf{x}(t) = \{x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6\}$, где $x_1 = x$; $x_2 = \dot{x}$; $x_3 = y$; $x_4 = \dot{y}$; $x_5 = z$; $x_6 = \dot{z}$, элементы переходной матрицы f_{ij} принимают следующие значения:

$$\begin{aligned} f_{11} &= 1; \quad f_{12} = 4\omega_{\text{ц}}^{-1} \sin \omega_{\text{ц}} \tau - 3\tau; \quad f_{13} = 6(\omega_{\text{ц}} \tau - \sin \omega_{\text{ц}} \tau); \\ f_{14} &= 2\omega_{\text{ц}}^{-1} (1 - \cos \omega_{\text{ц}} \tau); \quad f_{22} = 4 \cos \omega_{\text{ц}} \tau - 3; \\ f_{23} &= 6\omega_{\text{ц}} (1 - \cos \omega_{\text{ц}} \tau); \quad f_{24} = 2 \sin \omega_{\text{ц}} \tau; \\ f_{32} &= -2\omega_{\text{ц}}^{-1} (1 - \cos \omega_{\text{ц}} \tau); \quad f_{33} = 4 - 3 \cos \omega_{\text{ц}} \tau; \\ f_{34} &= \omega_{\text{ц}}^{-1} \sin \omega_{\text{ц}} \tau; \quad f_{42} = -2 \sin \omega_{\text{ц}} \tau; \\ f_{43} &= 3\omega_{\text{ц}} \sin \omega_{\text{ц}} \tau; \quad f_{44} = \cos \omega_{\text{ц}} \tau; \quad f_{55} = \cos \omega_{\text{ц}} \tau; \\ f_{56} &= \omega_{\text{ц}}^{-1} \sin \omega_{\text{ц}} \tau; \quad f_{65} = -\omega_{\text{ц}} \sin \omega_{\text{ц}} \tau; \quad f_{66} = \cos \omega_{\text{ц}} \tau; \\ f_{15} &= f_{16} = f_{21} = f_{25} = f_{26} = f_{31} = f_{35} = f_{36} = f_{41} = f_{45} = \\ &= f_{46} = f_{51} = f_{52} = f_{53} = f_{54} = f_{61} = f_{62} = f_{63} = f_{64} = 0. \end{aligned} \quad (5.48)$$

С учетом управления решение исходной системы дифференциальных уравнений ищем в форме

$$\mathbf{x}(t) = \Phi(t - t_0) \mathbf{x}(t_0) + \int_{t_0}^t \Phi(t - \tau) \mathbf{B}(\tau) \mathbf{u}(\tau) d\tau. \quad (5.49)$$

При условии постоянства $\mathbf{u}(\tau) = \mathbf{a}$ на интервале проведения коррекции

$$\mathbf{x}(t) = \Phi(\tau) \mathbf{x}(t_0) + \Phi(\tau - \tau_1) \mathbf{B}(\tau_1) \mathbf{a}, \quad (5.50)$$

где τ_1 – время работы корректирующей двигательной установки (КДУ).

Пусть Ψ_a – угол, образованный в момент включения КДУ проекцией вектора тяги на плоскость движения и положительным направлением оси x ОСК; θ_a – угол между вектором тяги и его проекцией на плоскость движения. Тогда, введя обозначения $\Phi(\tau - \tau_1)\mathbf{B}(\tau_1) = \mathbf{Q}(\tau_1)$, представим элементы вектора-столбца $\mathbf{Q}(\tau_1)$, необходимые для получения решения исходного уравнения с учетом работы двигательной установки, в виде

$$q_1 = \left[\frac{4 \cos \Psi_a}{\omega_u^2} (1 - \cos \omega_u \tau) - \frac{2 \sin \Psi_a}{\omega_u} \left(\frac{\sin \omega_u \tau}{\omega_u} + \tau \right) + \right. \\ \left. + \frac{2}{3} \tau^2 \cos \Psi_a \right] \cos \theta_a;$$

$$q_2 = \left[2\omega_u^{-1} \sin \Psi_a (1 - \cos \omega_u \tau) - \omega_u^{-1} \cos \Psi_a (3\omega_u \tau - 4 \sin \omega_u \tau) \right] \cos \theta_a;$$

$$q_3 = \left[\sin \Psi_a (1 - \cos \omega_u \tau) - 2 \cos \Psi_a (\omega_u \tau - \sin \omega_u \tau) \right] \omega_u^{-2} \cos \theta_a;$$

$$q_4 = \left[\sin \Psi_a \sin \omega_u \tau - 2 \cos \Psi_a (1 - \cos \omega_u \tau) \right] \omega_u^{-1} \cos \theta_a; \quad (5.51)$$

$$q_5 = (1 - \cos \omega_u \tau) \omega_u^{-2} \sin \theta_a;$$

$$q_6 = \omega_u^{-1} \sin \omega_u \tau \sin \theta_a.$$

Осуществив подстановку приведенных значений в (5.50) с учетом (5.51) и произведя замену, полагая что $a \cos \theta_a \cos \Psi_a = a_x$; $a \cos \theta_a \times \sin \Psi_a = a_y$ и $a \sin \theta_a = a_z$, получим окончательно

$$x(\tau) = - \left(\frac{2\dot{y}_0}{\omega_u} + \frac{4a_x}{\omega_u^2} \right) \cos \omega_u \tau + \left(\frac{4\dot{x}_0}{\omega_u} - 6y_0 - \frac{2a_y}{\omega_u^2} \right) \sin \omega_u \tau - \\ - (3\dot{x}_0 - 6\omega_u y_0 - 2a_y \omega_u^{-1}) \tau + x_0 + 2\dot{y}_0 \omega_u^{-1} + 4a_x \omega_u^{-2} - 1,5a_x \tau^2; \quad (5.52)$$

$$y(\tau) = (\dot{y}_0 \omega_u^{-1} - 2a_x \omega_u^2) \sin \omega_u \tau + (2\dot{x}_0 \omega_u^{-1} - 3y_0 - a_y \omega_u^{-2}) \cos \omega_u \tau - \\ - 2a_x \tau \omega_u^{-1} - 2\dot{x}_0 \omega_u^{-1} + 4y_0 + a_y \omega_u^{-2}; \quad (5.53)$$

$$z(\tau) = \dot{z}_0 \omega_{\text{ц}}^{-1} \sin \omega_{\text{ц}} \tau + (z_0 - a_z \omega_{\text{ц}}^{-2}) \cos \omega_{\text{ц}} \tau + a_z \omega_{\text{ц}}^{-2}. \quad (5.54)$$

Таким образом, есть все исходные зависимости для построения алгоритма метода свободных траекторий.

Идеальный вариант его реализации, предполагающий импульсное приращение скорости, если не накладывать ограничений на условия встречи, требует проведения лишь одной коррекции.

Составляющие вектора требуемой скорости на момент окончания импульсной коррекции определяют из условия равенства нулю x_1 , x_3 и x_5 , вычисляемых с учетом (5.48) для участка свободного полета при заданном времени сближения T . Соответствующие расчетные зависимости имеют вид

$$\dot{x}_{\text{тр}} = \omega_{\text{ц}} \frac{x_0 \sin \omega_{\text{ц}} T + y_0 [6 \omega_{\text{ц}} T \sin \omega_{\text{ц}} T - 14(1 - \cos \omega_{\text{ц}} T)]}{3 \omega_{\text{ц}} T \sin \omega_{\text{ц}} T - 8(1 - \cos \omega_{\text{ц}} T)}; \quad (5.55)$$

$$\dot{y}_{\text{тр}} = \omega_{\text{ц}} \frac{2x_0(1 - \cos \omega_{\text{ц}} T) + y_0 [4 \sin \omega_{\text{ц}} T - 3 \omega_{\text{ц}} T \omega_{\text{ц}} T]}{3 \omega_{\text{ц}} T \sin \omega_{\text{ц}} T - 8(1 - \cos \omega_{\text{ц}} T)}; \quad (5.56)$$

$$\dot{z}_{\text{тр}} = -\omega_{\text{ц}} z_0 \operatorname{ctg} \omega_{\text{ц}} T. \quad (5.57)$$

Более точное решение [57] предполагает необходимость учета продолжительности участка коррекции τ_1 . Координаты сближаемого КА и их производные (компоненты вектора x_i) на момент окончания этапа коррекции находят из уравнения (5.50) с учетом известных значений матриц $\Phi(\tau)$ и $Q(\tau_1) = \Phi(\tau - \tau_1)B(\tau)$ при замене в выражениях их элементов τ на τ_1 .

Координаты КА после проведения коррекции рассчитывают по соотношениям

$$x(\tau) = x_1 - 2\dot{y}_1 \omega_{\text{ц}}^{-1} [\cos \omega_{\text{ц}} (T - \tau_1) - 1] + 6y_1 [\sin \omega_{\text{ц}} (T - \tau_1) - \omega_{\text{ц}} (T - \tau_1)] + \dot{x}_1 \omega_{\text{ц}}^{-1} [4 \sin \omega_{\text{ц}} (T - \tau_1) - 3 \omega_{\text{ц}} (T - \tau_1)]; \quad (5.58)$$

$$y(\tau) = y_1 [4 - 3 \cos \omega_{\text{ц}} (T - \tau_1)] + \dot{y}_1 \omega_{\text{ц}}^{-1} \sin \omega_{\text{ц}} (T - \tau_1) + 2\dot{x}_1 \omega_{\text{ц}}^{-1} [1 - \cos \omega_{\text{ц}} (T - \tau_1)]; \quad (5.59)$$

$$z(\tau) = z_1 \cos \omega_{\text{ц}} (T - \tau_1) + \dot{z}_1 \omega_{\text{ц}}^{-1} \sin \omega_{\text{ц}} (T - \tau_1). \quad (5.60)$$

Требуемые значения скорости определяют по уравнениям (5.55), (5.56) и (5.57) при замене компонентов вектора-столбца x_0 на x_1 и T на $(T - \tau_1)$. Выбор рационального значения времени сближения T позволяет минимизировать энергетические затраты в рамках рассматриваемого метода [86].

Существенно более сложным является получение решения для случая, когда допущение о круговой орбите ОС (ОК) неприемлемо по соображениям достижения требуемой точности.

При необходимости учета хотя и малого, но отличного от нуля эксцентриситета базовой орбиты для получения решения, позволяющего определять значение вектора требуемой скорости сближения для параметров движения цели, не ограниченных каким-либо частным классом орбит, воспользуемся подходом, связанным с нормированием линейных относительных координат КА.

Представим относительную дальность

$$\mathbf{D} = r_{\text{ц}} \tilde{\mathbf{D}} = r_{\text{ц}} \{ \tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z} \}, \quad (5.61)$$

где $\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z}$ – нормирование координаты, равные соответственно $x r_{\text{ц}}^{-1}, y r_{\text{ц}}^{-1}, z r_{\text{ц}}^{-1}$, причем $\tilde{x}$ совпадает с направлением радиуса-вектора цели; $\tilde{y}$ перпендикулярна $\tilde{x}$ и лежит в плоскости орбиты цели; $\tilde{z}$ дополняет систему до правой.

Подставляя (5.61) в (5.45) и переходя к дифференцированию по истинной аномалии, получим следующие уравнения свободного движения относительно безразмерных нормированных координат сближаемого КА:

$$\frac{d}{d\vartheta} \begin{bmatrix} \tilde{x} \\ \tilde{y} \\ \tilde{x}' \\ \tilde{y}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ -2 & 0 & 0 & -1 \\ \left(3 \frac{r_{\text{ц}}}{p} - 4 \right) & 0 & 0 & -2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{x} \\ \tilde{y} \\ \tilde{x}' \\ \tilde{y}_1 \end{bmatrix}; \quad (5.62)$$

$$\frac{d}{d\vartheta} \begin{bmatrix} \tilde{z} \\ \tilde{z}' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{z} \\ \tilde{z}' \end{bmatrix}. \quad (5.63)$$

В матричных уравнениях (5.62) и (5.63) переменные со штрихом представляют собой первые производные по истинной аномалии, а $\tilde{y}_1 = -(\tilde{y}' + 2\tilde{x})$. Характерной особенностью рассматриваемых уравнений относительного движения КА является наличие в них переменного коэффициента r_u/p , а также то, что определяемые параметры представляют собой периодически изменяющиеся функции переменной (по аргументу ϑ) угловой скорости базового аппарата ω_u .

Предварительно рассмотрим движение только в плоскости орбиты. Согласно теории кеплеровых движений

$$\frac{r_u}{p} = -\frac{1}{1 + e \cos \vartheta}. \quad (5.64)$$

Согласно четвертому уравнению (5.62) $\tilde{y}_1$ следует рассматривать как величину постоянную, представляющую собой константу интегрирования.

Тогда уравнения движения в плоскости орбиты базового аппарата представим в виде

$$\tilde{x}'' + \tilde{x} \left(\frac{1 + 4e \cos \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} \right) = -2\tilde{y}_1; \quad (5.65)$$

$$\tilde{y}'' = -2\tilde{x}'. \quad (5.66)$$

Уравнение движения вне плоскости орбиты цели, задаваемое соотношением

$$\tilde{z}'' = -\tilde{z}, \quad (5.67)$$

интегрируется просто:

$$\tilde{z} = \tilde{z}_1 \cos \vartheta + \tilde{z}_2 \sin \vartheta, \quad (5.68)$$

где $\tilde{z}_1$ и $\tilde{z}_2$ — постоянные интегрирования.

Система уравнений (5.65), (5.66) имеет решение, которое может быть представлено в форме

$$\mathbf{x}_{\bar{x}\bar{y}} = \mathbf{Q}^* \mathbf{c}_{\bar{x}\bar{y}}, \quad (5.69)$$

где $\mathbf{c}_{\bar{x}\bar{y}}$ – вектор-столбец постоянных интегрирования; $\mathbf{Q}^*$ – матрица порядка 4×4 , элементы которой равны соответственно:

$$q_{11}^* = -\frac{3e^2\omega_{\text{ц}}t \sin \vartheta}{(1+e \cos \vartheta)^2} + \frac{2e}{(1-e^2)\sin \vartheta_0} \left[\frac{\sin(\vartheta - \vartheta_0)}{2e} + \right. \\ \left. + \frac{2e \sin \vartheta_0 \sin \vartheta^{**} \sin \vartheta^*}{1 + 2 \cos \vartheta^{**} \cos \vartheta^* + e^2 \cos \vartheta \cos \vartheta_0} \right];$$

$$q_{21}^* = \frac{(2 + e \cos \vartheta) \sin \vartheta - 3e\omega_{\text{ц}}t}{1 + e \cos \vartheta} +$$

$$+ \frac{2[2e + \cos \vartheta_0(1 + e \cos \vartheta_0)]}{2 \sin \vartheta_0(1 + 2 \cos \vartheta^{**} \cos \vartheta^*) + e^2 \sin 2\vartheta \cos \vartheta_0};$$

$$q_{22}^* = -\frac{\sin \vartheta(2 + e \cos \vartheta)}{1 + e \cos \vartheta}; \quad q_{24}^* = -\frac{1}{1 + e \cos \vartheta};$$

$$q_{31}^* = \omega_{\text{ц}}(q_{11}^* \operatorname{ctg} \vartheta + \dot{q}_{11}^* \omega_{\text{ц}}^{-1} \sin \vartheta - q_{21}^*); \quad q_{32}^* = \omega_{\text{ц}} q_{24}^* \sin \vartheta; \quad q_{34}^* = -\omega_{\text{ц}} q_{24}^*;$$

$$q_{41}^* = \frac{\omega_{\text{ц}} \cos \vartheta}{(1 + e \cos \vartheta)^2}; \quad q_{42}^* = -\frac{e - \cos \vartheta}{\cos \vartheta} q_{41}^*;$$

$$q_{44}^* = q_{41}^* e \operatorname{tg} \vartheta; \quad q_{13}^* = q_{14}^* = q_{23}^* = q_{33}^* = q_{43}^* = 0.$$

В приведенных выражениях элементов матрицы приняты следующие обозначения: $\vartheta^* = 0,5(\vartheta - \vartheta_0)$; $\vartheta^{**} = \vartheta_0 + \vartheta^*$; $t = T - T_0$ – время, отсчитываемое от эпохи.

Учитывая далее (5.68), общее решение системы (5.62), (5.63) получим в виде

$$\mathbf{x}_{\tilde{x}\tilde{y}\tilde{z}} = \mathbf{Q}\mathbf{c}_{\tilde{x}\tilde{y}\tilde{z}}. \quad (5.70)$$

В отличие от $\mathbf{Q}^*$, $\mathbf{Q}$ в приведенном соотношении имеет порядок 6×6 . Ее элементы принимают следующие значения:

$$q_{11} = q_{11}^*; q_{25} = q_{24}^*; q_{45} = q_{34}^*; q_{12} = q_{12}^*; q_{34} = q_{24}^* \sin \vartheta;$$

$$q_{51} = q_{41}^*; q_{13} = e \sin \vartheta; q_{36} = q_{24}^* \cos \vartheta; q_{52} = q_{42}^*; q_{21} = q_{21}^*;$$

$$q_{41} = q_{31}^*; q_{55} = q_{44}^*; q_{22} = q_{22}^*; q_{42} = q_{32}^*; q_{64} = -q_{34}^*; q_{23} = (q_{24}^*)^{-1};$$

$$q_{43} = -\omega_{\text{ц}}; q_{66} = -q_{41}^* \operatorname{tg} \vartheta;$$

$$q_{14} = q_{15} = q_{16} = q_{24} = q_{26} = q_{31} = q_{32} = q_{33} = q_{35} = q_{44} = q_{46} = \\ = q_{53} = q_{54} = q_{56} = q_{61} = q_{62} = q_{63} = q_{65} = 0.$$

Исключив из матричного уравнения (5.70) постоянные интегрирования, получим окончательное решение относительно текущих координат в виде

$$\{\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z}\} = \mathbf{\Phi} \mathbf{x}_{\tilde{x}\tilde{y}\tilde{z}}, \quad (5.71)$$

где $\mathbf{\Phi} = \mathbf{Q}\mathbf{Q}_0^{-1}$, причем матрицы $\mathbf{Q}_0^{-1}$, соответствующие эпохе, находятся прямым обращением $\mathbf{Q}$ (делением эрмитово-сопряженной с $\mathbf{Q}$ матрицы на $\det \mathbf{Q}$).

Учитывая, что

$$p^2 = a^2(1 - e^2)^2, \quad (5.72)$$

где a – большая полуось эллиптической орбиты, представим как

$$\omega_{\text{ц}} = \frac{2\pi(1 + e \cos \vartheta)^2}{T(1 - e^2)\sqrt{1 - e^2}}. \quad (5.73)$$

Здесь T – период обращения базового КА по орбите. Приравняв левую часть матричного уравнения (5.71) нулю и разрешив полученные соотношения относительно первых производных координат в точке проведения коррекции, запишем составляющие нормированной требуемой скорости сближения в виде

$$\ddot{x}'_{\text{тр}} = \frac{\ddot{x}_0 (f_{15}f_{21} - f_{11}f_{25}) + \ddot{y}_0 (f_{15}f_{22} - f_{12}f_{25})}{f_{14}f_{25} - f_{15}f_{24}}; \quad (5.74)$$

$$\ddot{y}'_{\text{тр}} = \frac{\ddot{y}_0 (f_{12}f_{24} - f_{14}f_{22}) + \ddot{x}_0 (f_{11}f_{24} - f_{14}f_{21})}{f_{14}f_{25} - f_{15}f_{24}}; \quad (5.75)$$

$$\ddot{z}'_{\text{тр}} = -\ddot{z}_0 \frac{f_{33}}{f_{36}}. \quad (5.76)$$

Чтобы найти фактические значения составляющих вектора требуемой скорости, выполним обратное преобразование уравнения (5.61). После ряда преобразований и упрощений получим окончательно

$$\begin{aligned} \dot{x}'_{\text{тр}} = \\ = \frac{x_0 (f_{15}f_{21} - f_{11}f_{25}) + y_0 \left[f_{15}f_{22} - f_{12}f_{25} + \frac{2\pi(1 + e \cos \omega_{\text{н}} t)^2}{T(1 - e^2)\sqrt{1 - e^2}} (f_{14}f_{25} - f_{15}f_{24}) \right]}{f_{14}f_{25} - f_{15}f_{24}}, \end{aligned} \quad (5.77)$$

$$\begin{aligned} \dot{y}'_{\text{тр}} = \\ = \frac{y_0 (f_{12}f_{24} - f_{14}f_{22}) + x_0 \left[f_{11}f_{24} - f_{14}f_{21} - \frac{2\pi(1 + e \cos \omega_{\text{н}} t)^2}{T(1 - e^2)\sqrt{1 - e^2}} (f_{14}f_{25} - f_{15}f_{24}) \right]}{f_{14}f_{25} - f_{15}f_{24}}, \end{aligned} \quad (5.78)$$

$$\dot{z}_{\text{тр}} = -z_0 \frac{f_{33}}{f_{36}}. \quad (5.79)$$

Найденное решение отвечает случаю принятия допущения об импульсном характере изменения скорости в процессе проведения коррекции.

При установлении условий полной управляемости воспользуемся как наиболее удобной из рассмотренных (в силу ее безразмерного характера) моделью относительного движения, отвечающей уравнениям (5.65) и (5.66) при добавлении в их правые части компонентов непотенциального (управляющего) ускорения $\mathbf{a}$. Заметим при этом, что боковая составляющая движения может быть исключена из рассмотрения без потери общности анализа в силу оговоренных ранее условий допустимости разделения движения в боковой плоскости и в плоскости орбиты.

Тогда, следуя (5.62), запишем

$$\frac{d}{d\vartheta} \begin{bmatrix} \tilde{x} \\ \tilde{y} \\ \tilde{x}' \\ \tilde{y}' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ -2 & 0 & 0 & -1 \\ \left(3 \frac{r_u}{p} - 4\right) & 0 & 0 & -2 \\ 0 & 0 & -2 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{x} \\ \tilde{y} \\ \tilde{x}' \\ \tilde{y}' \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{\tilde{x}} \\ a_{\tilde{y}} \end{bmatrix}, \quad (5.80)$$

откуда, учитывая отмеченное ранее постоянство величины $\tilde{y}_1$, для условий пассивного полета ($a_{\tilde{x}} = a_{\tilde{y}} = 0$) найдем

$$\tilde{x}'' + (4 - \xi(\vartheta))\tilde{x} = -2\tilde{y}_1, \quad (5.81)$$

где $\xi(\vartheta) = 3r_u/p$ представляет собой величину, зависящую от гравитационного поля Земли.

Положим, что $\alpha_1(\vartheta)$ и $\alpha_2(\vartheta)$ представляют собой два линейно независимых решения однородного уравнения, отвечающего уравнению (5.81) и условию

$$\alpha_2(\vartheta)\alpha_1'(\vartheta) - \alpha_2'(\vartheta)\alpha_1(\vartheta) = 1. \quad (5.82)$$

Пусть, кроме того, определены некоторые функции $\beta_1(\vartheta)$ и $\beta_2(\vartheta)$, удовлетворяющие следующим условиям:

$$\beta_1'(\vartheta) = -2\alpha_1(\vartheta); \quad \beta_2'(\vartheta) = -2\alpha_2(\vartheta). \quad (5.83)$$

Тогда неоднородному дифференциальному уравнению (5.81) при $\bar{y}_1 = 1$ будет соответствовать функция

$$\alpha_3(\vartheta) = \beta_2(\vartheta)\alpha_1(\vartheta) - \beta_1(\vartheta)\alpha_2(\vartheta), \quad (5.84)$$

которая, в свою очередь, удовлетворяет условию

$$\beta_3'(\vartheta) = -1 - 2\alpha_3(\vartheta). \quad (5.85)$$

Можно показать, что введенные функции позволяют сформулировать переходную матрицу фазовых состояний для системы, движение которой описывается дифференциальными уравнениями, отвечающими (5.80):

$$\Phi(\vartheta, \vartheta_0) = \begin{bmatrix} 0 & \alpha_1 & \alpha_2 & \alpha_3 \\ 1 & \beta_1 & \beta_2 & \beta_3 \\ 0 & \alpha_1' & \alpha_2' & \alpha_3' \\ 0 & -2\alpha_1 & -2\alpha_2 & -1 - 2\alpha_3 \end{bmatrix}. \quad (5.86)$$

Введение в рассмотрение неособенного линейного преобразования вида

$$\begin{bmatrix} \tilde{\rho}_1 \\ \tilde{\rho}_2 \\ \tilde{\rho}_3 \\ \tilde{\rho}_4 \end{bmatrix} = \Phi^{-1}(\vartheta, \vartheta_0) \begin{bmatrix} \tilde{x} \\ \tilde{y} \\ \tilde{x}' \\ \tilde{y}' \end{bmatrix} \quad (5.87)$$

позволяет получить решение (5.80) в форме

$$\tilde{\rho}_i \Big|_{\vartheta=\vartheta_2} - \tilde{\rho}_i \Big|_{\vartheta=\vartheta_1} = \int_{\vartheta_1}^{\vartheta_2} \Phi_1^{-1}(\vartheta, \vartheta_0) a d\vartheta, \quad (5.88)$$

$$i=1,2,3,4 \quad i=1,2,3,4$$

где

$$\Phi_1^{-1}(\vartheta, \vartheta_0) = \begin{bmatrix} \alpha_3 & \beta_3 \\ \alpha_2 & \beta_2 \\ -\alpha_1 & -\beta_1 \\ 0 & -1 \end{bmatrix}. \quad (5.89)$$

Следуя полученным результатам, можно показать, что необходимым условием полной управляемости по Калману системы (5.80) является наличие управляющего ускорения $a_{\tilde{y}}$ и отвечающего ему требования

$$\min_{a_{\tilde{y}} \in U} x_2(t_k, x(t_0)) \leq 0, \quad (5.90)$$

где $x_2 = y$; $x(t_0)$ — вектор начального относительного состояния активного (сближающегося) аппарата.

Необходимость формирования $a_{\tilde{y}}$ и необязательность приложения к аппарату составляющей ускорения $a_{\tilde{x}}$ (условие полной управляемости системы (5.80)) доказывается с учетом линейной независимости функций $\beta_i(\vartheta)$ при $i = 1, 2, 3, 4$.

Предположим, что соотношение

$$d_1\beta_1 + d_2\beta_2 + d_3\beta_3 + d_4 = 0 \quad (5.91)$$

удовлетворяется при всех ϑ . Тогда, дифференцируя (5.91) и заменяя значения производных их выражениями из (5.83) и (5.85), получим

$$d_1\alpha_1 + d_2\alpha_2 + d_3(\alpha_3 + 0,5) = 0. \quad (5.92)$$

Если $d_3 = 0$ вследствие линейной независимости решений однородного уравнения, соответствующего (5.81), $d_1 = d_2 = 0$, тогда, согласно (5.91), $d_4 = 0$. Если же $d_3 \neq 0$, то поскольку α_3 должно удовлетворять уравнению

$$\alpha_3'' + (4 - \xi(\vartheta))\alpha_3 = -2, \quad (5.93)$$

решение $\alpha_3 = -0,5$ не имеет смысла, так как оно возможно только при $\xi(\vartheta) = 3r_u/p = 0$.

Таким образом, приходим к выводу: $d_i = 0$ ($i = 1, 2, 3, 4$), что и требовалось доказать.

Отметим, что $\alpha_i(\vartheta)$ ($i = 1, 2, 3, 4$) могут быть определены в виде конечных аналитических зависимостей в рамках рассматриваемой постановки задачи только для круговой орбиты цели ($r_u = p$). Переходная же матрица, как было показано ранее, может быть получена в квадратурах и в общем случае движения цели по эллиптической орбите.

В заключение рассмотрим процедуру достижения необходимых и достаточных условий управляемости при маневрировании транспортного КА в непосредственной близости от ОС в процессе причаливания.

Особенность данной задачи заключается в возможности постановки ее в рамках математического описания процесса относительного движения в так называемом безгравитационном поле [30, 31, 51].

Введя допущение, что задача сближения решается в однородном поле тяготения, исключим из рассмотрения эффекты орбитального движения. Тогда получим

$$\ddot{D} - D\dot{q}^2 = a_D; \quad D\ddot{q} + 2\dot{D}\dot{q} = a_q. \quad (5.94)$$

Заметим, что одной из рациональных с точки зрения минимизации энергетических затрат схем сближения является *схема обратного догона*. Согласно этой схеме, точка выведения сближаемого КА в зону ближнего наведения выбирается так, чтобы ОС находилась впереди по курсу на более высокой орбите. Тогда за счет разницы в значениях орбитальных скоростей (у сближаемого аппарата она

будет выше) происходит естественное сближение КА вдоль линии визирования без формирования составляющей управляющего ускорения a_D . В этом случае управление сводится, главным образом, к поддержанию угловой скорости линии визирования у нулевых значений за счет составляющей a_q .

Таким образом, для схемы обратного догона

$$\ddot{D} - D\dot{q}^2 = 0; \quad D\ddot{q} + 2\dot{D}\dot{q} = a_q. \quad (5.95)$$

Линеаризация относительно параметров невозмущенной траектории приводит к получению канонической формы уравнения состояния $d\mathbf{x}/dt = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}$ при следующих значениях элементов векторов-столбцов и матриц:

$$\mathbf{x} = \{x_1, x_2, x_3, x_4\} = [\Delta D; \Delta \dot{D}; \Delta q; \Delta \dot{q}]^T; \quad (5.96)$$

$$\mathbf{u} = \{u_1, u_2\} = [0; \Delta a_q]^T; \quad (5.97)$$

$$a_{12} = 1; \quad a_{21} = \dot{q}_*^2; \quad a_{24} = 2D_* \dot{q}_*; \quad (5.98)$$

$$a_{34} = 1; \quad a_{41} = 2\dot{D}_* \dot{q}_* D_*^{-2};$$

$$a_{42} = -2\dot{q}_* D_*^{-1}; \quad a_{44} = -2\dot{D}_* D_*^{-1};$$

$$a_{11} = a_{13} = a_{14} = a_{22} = a_{23} = a_{31} = a_{32} = a_{33} = a_{43} = 0; \quad (5.99)$$

$$b_{42} = D_*^{-1}; \quad b_{11} = b_{12} = b_{21} = b_{22} = b_{31} = b_{32} = b_{41} = 0.$$

Здесь звездочкой обозначены параметры, отвечающие движению по невозмущенной траектории.

Опираясь на исходные предпосылки, изложенные выше, рассмотрим процесс сближения КА, описываемый системой дифференциальных уравнений (5.94). Представим ее в виде

$$\frac{dD}{dt} = \dot{D}; \quad \frac{d\dot{D}}{dt} = D\dot{q}^2 + u_D;$$

$$\frac{dq}{dt} = \dot{q}; \quad \frac{d\dot{q}}{dt} = -\frac{2\dot{D}}{D}\dot{q} + \frac{1}{D}u_D. \quad (5.100)$$

Предварительно рассмотрим простейший случай управляемого сближения вдоль линии визирования. Положим при этом, что $\dot{q}^2 = a_{21} = \text{const}$. Тогда, обозначив $D = x_1$; $\dot{x}_1 = x_2$ и $u_D = u$, получим для системы вида

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} x_1 &= x_2; \\ \frac{d}{dt} x_2 &= a_{21} x_1 + u \end{aligned} \quad (5.101)$$

следующие значения искомых матриц:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ a_{21} & 0 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{AB} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Отсюда

$$\det \mathbf{G} = \begin{vmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{vmatrix} = -1 \neq 0 \quad (5.102)$$

и, следовательно, данная система полностью управляема.

Теперь, положив $u_D = 0$, исследуем управляемость линеаризованной в окрестности опорного движения системы вида (5.28) при следующих обозначениях компонентов вектора состояния: $x_1 = \Delta D$; $x_2 = \dot{x}_1$; $x_3 = \Delta q$; $x_4 = \dot{x}_3$; $u = \Delta u_q$.

Матрицы состояния и управления при этом принимают вид

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & a_{12} & 0 & 0 \\ a_{21} & 0 & 0 & a_{24} \\ 0 & 0 & 0 & a_{34} \\ a_{41} & a_{42} & 0 & a_{44} \end{bmatrix}; \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & b_{42} \end{bmatrix}$$

со значением их элементов, задаваемых соотношениями (5.98) и (5.99). Тогда матрицу $\mathbf{G}$ представим так:

$$G = [B, AB, A^2B, A^3B] =$$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{12}a_{24}b_{42} \\ 0 & 0 & 0 & a_{24}b_{42} & 0 & a_{24}a_{44}b_{42} \\ 0 & 0 & 0 & a_{34}b_{42} & 0 & a_{34}a_{44}b_{42} \\ 0 & b_{42} & 0 & a_{44}b_{42} & 0 & (a_{42}a_{24} + a_{44}^2)b_{42} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & a_{12}a_{24}a_{44}b_{42} \\ 0 & 0 & 0 & (a_{21}a_{12}a_{24} + a_{24}^2a_{42} + a_{24}a_{44}^2)b_{42} \\ 0 & 0 & 0 & a_{34}(a_{42}a_{24} + a_{44}^2)b_{42} \\ 0 & 0 & 0 & (a_{41}a_{12}a_{24} + a_{42}a_{24}a_{44} + a_{44}a_{42}a_{24} + a_{44}^3)b_{42} \end{bmatrix}.$$

(5.103)

Нетрудно обнаружить, что для полученной матрицы $r \neq n$ и, следовательно, система должна быть отнесена к не полностью управляемой. Данное обстоятельство имеет вполне объяснимый физический смысл: при формировании управляющего воздействия только в направлении, перпендикулярном линии визирования, встреча КА возможна лишь при движении из области начальных состояний, при которых составляющая $V_{отн}$ в проекции на линию визирования направлена в сторону уменьшения начальной относительной дальности. В противном случае встреча не состоится.

5.3. НАБЛЮДАЕМОСТЬ И ОБРАБОТКА ИЗМЕРЕНИЙ В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Наблюдаемость как свойство динамической системы является одним из условий регулярности математической постановки задач оценивания состояния, решаемых при управлении сближением КА. Данное обстоятельство, с одной стороны, предопределяет практическую важность проверки условия наблюдаемости при ис-

следовании процесса встречи, с другой – делает целесообразным рассмотрение этих вопросов совместно с вопросами алгоритмизации процедуры обработки результатов измерений, проводимых для формирования УВ.

Рассмотрим простейшие примеры, иллюстрирующие возможность установления условия наблюдаемости для динамической системы посредством анализа матрицы $\mathbf{H}$, задаваемой зависимостью типа (5.40). Имеем два варианта невозмущенных моделей линейных систем, состояние которых отвечает уравнению вида

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} u,$$

а различие заключается в типе вектора наблюдаемых координат (5.38), точнее, в содержании матрицы наблюдения $\mathbf{C}$.

Для первого варианта $\mathbf{C} = [1, 0]$, следовательно, измерению подлежит компонента x_1 , для второго – $\mathbf{C} = [0, 1]$, что соответствует измерению производной от x_1 , т. е. $x_2 = \dot{x}_1$.

Конкретизацией данной обобщенной формализованной схемы может служить задача сближения КА вдоль линии визирования при измерении на борту в первом случае относительной дальности, во втором – только скорости сближения $\dot{D}$ без дальности D .

Найдя для первого варианта значения транспонированных матриц

$$\mathbf{C}^T = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A}^T \mathbf{C}^T = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

и вычислив матрицу

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix},$$

получим $r = n = 2$, что свидетельствует о полной наблюдаемости системы.

Для второго варианта

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix},$$

детерминант ее равен нулю и, следовательно, матрица не является полностью наблюдаемой.

Действительно, по наблюдениям только скорости сближения и при отсутствии, по крайней мере, начальной относительной дальности определить текущее значение D не представляется возможным. Изложив исходные предпосылки проблемы наблюдаемости, перейдем к рассмотрению задач оценивания переменных по результатам измерений параметров относительного движения, содержащих шумовой фон.

Начнем с простейшего случая оценивания скорости сближения КА по ее измерениям. Положим, что сближение осуществляется вдоль линии визирования при $\dot{q} = 0$ и на начальный момент времени точно известно D_0 . Тогда текущую относительную дальность можно определять как

$$D = D_0 - \hat{D}t. \quad (5.104)$$

Уравнения (5.20) и (5.21), используемые для получения оценки $\hat{D}$, в этом случае примут вид

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= \boldsymbol{\eta}(t); \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{x}(t) + \mathbf{n}(t), \end{aligned} \quad (5.105)$$

где под $\boldsymbol{\eta}(t)$ понимается ускорение сближения. Положим далее, что $M[\mathbf{n}(t)] = 0$; $M[\boldsymbol{\eta}(t)] = \tilde{\boldsymbol{\eta}}(t)$, а $\mathbf{Q}(t)$ и $\mathbf{G}(t)$ с целью упрощения решения будем принимать постоянными, равными соответственно $\mathbf{G}(t) = \sigma_{\eta}^2$ и $\mathbf{Q}(t) = \sigma_n^2$. Предварительно будем считать, $\sigma_{\eta}^2 = 0$. Тогда

$$R(t) = K(t) \sigma_n^2, \quad (5.106)$$

где $K(t) = \left(\frac{\sigma_n^2}{R_0} + t \right)^{-1}$, а для $t_0 \neq 0$

$$R(t) = \frac{R_0 \sigma_n^2}{R_0 (t - t_0) + \sigma_n^2}. \quad (5.107)$$

Из (5.107) следует, что с течением времени дисперсия ошибки оценивания убывает от R_0 при $t = t_0$ до нуля при $t \rightarrow \infty$, что позволяет считать оценку $\hat{x}(t)$ достоверной. С учетом (5.107) уравнение оценки принимает вид

$$\dot{\hat{x}} + \frac{R_0}{R_0 (t - t_0) + \sigma_n^2} \hat{x} = \bar{\eta} + \frac{R_0}{R_0 (t - t_0) + \sigma_n^2} \hat{x}. \quad (5.108)$$

Дальнейший анализ сводится к следующему. Сначала получаем решение однородного уравнения, чтобы, воспользовавшись формулой Коши, записать его в квадратурах:

$$\dot{\hat{x}} = - \frac{R_0}{R_0 (t - t_0) + \sigma_n^2} \hat{x}.$$

Разделяя переменные и интегрируя обе части, найдем

$$\ln \hat{x}_1 = \ln \frac{c}{R_0 (t - t_0) + \sigma_n^2},$$

следовательно,

$$\hat{x}_1 = \frac{c}{R_0 (t - t_0) + \sigma_n^2}.$$

Решение однородного уравнения ищем при единичном начальном условии. Тогда окончательно имеем

$$\hat{x}_1 = \frac{\sigma_n^2}{R_0(t - t_0) + \sigma_n^2}. \quad (5.109)$$

Используя далее форму Коши, общее решение уравнения оценки представим в виде

$$\begin{aligned} \hat{x}_1(t) = & \frac{\sigma_n^2}{R_0(t - t_0) + \sigma_n^2} \hat{x}_0 + \sigma_n^2 \int_{t_0}^t \frac{\tilde{\eta}(\tau)}{R_0(t - \tau) + \sigma_n^2} d\tau + \\ & + R_0 \sigma_n^2 \int_{t_0}^t \frac{\tilde{\eta}(\tau)}{R_0(t - \tau) + \sigma_n^2} d\tau. \end{aligned} \quad (5.110)$$

Из зависимости (5.110) следует, что с ростом времени первоначальная оценка $\hat{x}_0$ все меньше влияет на текущее ее значение. Следовательно, увеличивая время наблюдения, можно существенно уменьшить влияние неточности первоначальной (априорной) оценки вектора состояния.

К сожалению, получить зависимость $\hat{x}(t)$ в явном виде невозможно, так как даже когда $\tilde{\eta}(t)$ выражается в виде аналитической функции, зависимость $y(t)$ не может быть представлена аналитической функцией или степенным рядом с конечным числом членов, поскольку имеет случайную компоненту типа «белый шум».

Схема выработки оценки в этом случае представляет собой не что иное, как схему интегрирования уравнения оценки $\hat{x}$ (рис. 5.5).

Пусть теперь $\sigma_n^2 \neq 0$. В этом случае

$$\dot{R} = \sigma_n^2 - R^2 \sigma_n^{-2}, \quad R(t_0) = R_0. \quad (5.111)$$

Разделив переменные в (5.111) и проинтегрировав правую и левую части уравнения, получим

$$c^{-1} \left| \frac{\sigma_n \sigma_n + R}{\sigma_n \sigma_n - R} \right| = e^{\frac{2\sigma_n t}{\sigma_n}}. \quad (5.112)$$

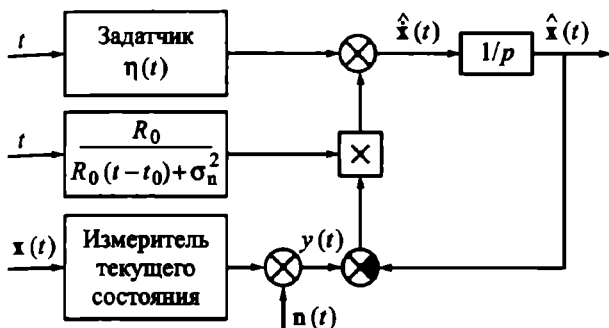


Рис. 5.5. Схема выработки оценки вектора состояния (схема интегрирования уравнения оценивания переменных состояния)

Для того чтобы избавиться от знака модуля, необходимо определить знак выражения $(\sigma_\eta \sigma_n + R)/(\sigma_\eta \sigma_n - R)$. В правой части уравнения (5.112) стоит экспонента, ее показатель положителен, следовательно

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \left| \frac{\sigma_\eta \sigma_n + R}{\sigma_\eta \sigma_n - R} \right| = \lim_{t \rightarrow \infty} e^{\frac{2\sigma_\eta}{\sigma_n} t} \rightarrow \infty, \quad (5.113)$$

что возможно, когда $\lim_{t \rightarrow \infty} R = \sigma_\eta \sigma_n$.

Учитывая, что принято использовать достаточно большое значение R_0 , которое уменьшается с ростом t , достигая в пределе $\sigma_\eta \sigma_n$, имеем

$$\frac{\sigma_\eta \sigma_n + R}{\sigma_\eta \sigma_n - R} < 0 \quad (5.114)$$

и тогда

$$\frac{\sigma_\eta \sigma_n + R}{\sigma_\eta \sigma_n - R} = -c e^{\frac{2\sigma_\eta}{\sigma_n} t}. \quad (5.115)$$

С учетом начальных условий найдем

$$R = \sigma_{\eta} \sigma_n \frac{(R_0 + \sigma_{\eta} \sigma_n) e^{\frac{2\sigma_{\eta}}{\sigma_n}(t-t_0)} + (R_0 - \sigma_{\eta} \sigma_n)}{(R_0 + \sigma_{\eta} \sigma_n) e^{\frac{2\sigma_{\eta}}{\sigma_n}(t-t_0)} - (R_0 - \sigma_{\eta} \sigma_n)}. \quad (5.116)$$

Для определения выражения оценки следует проинтегрировать соотношение

$$\dot{\hat{x}} = \bar{\eta} + R\sigma_n^{-2}y - R\sigma_n^{-2}\hat{x} \quad \text{при} \quad \hat{x}(t) = \hat{x}_0.$$

Решение однородного уравнения при $\hat{x}(t_0)$, численно равном единице (т. е. при единичном начальном условии), представим в форме

$$\hat{x}(t) = 2\sigma_{\eta} \sigma_n \left[(\sigma_{\eta} \sigma_n + R_0) e^{\frac{2\sigma_{\eta}}{\sigma_n}(t-t_0)} + (\sigma_{\eta} \sigma_n - R_0) \right]^{-1} e^{\frac{\sigma_{\eta}}{\sigma_n}(t-t_0)}. \quad (5.117)$$

Применяя схему решения, соответствующую форме Коши, получим окончательно

$$\begin{aligned} \hat{x}(t) = & 2\sigma_{\eta} \sigma_n \left[(\sigma_{\eta} \sigma_n + R_0) e^{\frac{2\sigma_{\eta}}{\sigma_n}(t-t_0)} + (\sigma_{\eta} \sigma_n - R_0) \right]^{-1} e^{\frac{\sigma_{\eta}}{\sigma_n}(t-t_0)} \hat{x}_0 + \\ & + 2\sigma_{\eta} \sigma_n \int_{t_0}^t e^{\frac{\sigma_{\eta}}{\sigma_n}(t-\tau)} \left[(\sigma_{\eta} \sigma_n + R_0) e^{\frac{2\sigma_{\eta}}{\sigma_n}(t-\tau)} + (\sigma_{\eta} \sigma_n - R_0) \right]^{-1} \times \end{aligned} \quad (5.118)$$

$$\times \left\{ \tilde{\eta}(\tau) + \frac{\sigma_{\eta}}{\sigma_n} \left[\frac{(R_0 + \sigma_{\eta}\sigma_n) e^{\frac{2\sigma_{\eta}}{\sigma_n}(t-\tau)} + (R_0 - \sigma_{\eta}\sigma_n)}{(R_0 + \sigma_{\eta}\sigma_n) e^{\frac{2\sigma_{\eta}}{\sigma_n}(t-\tau)} - (R_0 - \sigma_{\eta}\sigma_n)} y(\tau) \right] d\tau. \right. \\ \left. (5.118) \right.$$

Здесь также не представляется возможным найти аналитическое решение.

В рассмотренном случае в силу того, что $\lim_{t \rightarrow \infty} R(t) = \sigma_{\eta}\sigma_n$, наблюдение даже на бесконечно большом интервале времени не позволяет получить точное значение оценки $\hat{x}(t) = x(t)$.

Решение нашей задачи из-за взаимной корреляции шумов со случайными возмущениями параметров движения, а также когда шум в измерениях последовательно коррелирован по времени, т. е. представляет собой марковский процесс, подробно изложено в [25].

Пусть теперь требуется решить задачу оценивания вектора состояния x , отвечающего математической модели относительного движения КА в безгравитационном поле при значениях матриц состояния и управления, задаваемых соотношениями (5.98) и (5.99). Будем считать, что УВ формируется в функции текущего мгновенного промаха, определяемого как $h = Dq$, приводящего к необходимости представления вектора наблюдаемых координат в виде

$$y(t) = [1 \ 0 \ 1 \ 0] x(t) + n(t).$$

Согласно [25], выражение фильтра Калмана – Бьюси для рассматриваемой системы запишем так:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + B\bar{u}(t) + RC^TQ^{-1}[y(t) - C\hat{x}(t)], \quad \hat{x}(0) = 0; \quad (5.119)$$

$$\dot{R} = AR + RA^T - RC^TQ^{-1}CR + G, \quad R(0) = R_0, \quad (5.120)$$

где

$$G = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_D^2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_D^2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\sigma_q^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\sigma_q^2} \end{bmatrix},$$

$$a |Q^{-1}| = \sigma^{-2}.$$

После подстановки в уравнение Риккати соответствующих матриц и выполнения арифметических действий над ними, получим следующую систему скалярных дифференциальных уравнений, интегрирование которых позволит найти элементы матрицы R , необходимые для определения оцениваемых компонентов вектора $x(t)$:

$$\frac{d\eta_1}{dt} = r_{21} - \sigma^{-2}(\eta_1 + \eta_3)^2 + \sigma_D^{-2};$$

$$\frac{d\eta_2}{dt} = (a_{21}\eta_1 + r_{22} + a_{24}r_{41}) - \sigma^{-2}(\eta_1 + \eta_3)(r_{21} + r_{22});$$

$$\frac{d\eta_3}{dt} = r_{23} + r_{41} - \sigma^{-2}(\eta_1 + \eta_3)(r_{31} + r_{33});$$

$$\frac{d\eta_4}{dt} = a_{41} + \eta_1 + r_{24} + a_{42}r_{21} + a_{44}r_{41} - \sigma^{-2}(\eta_1 + \eta_3)^2;$$

$$\frac{dr_{22}}{dt} = 2(a_{21}\eta_2 + a_{24}r_{42}) - \sigma^{-2}(r_{21} + r_{23})^2 + \sigma_D^{-2};$$

$$\frac{dr_{23}}{dt} = a_{24} + \eta_3 + a_{24}r_{43} + r_{42} - \sigma^{-2}(r_{21} + r_{23})(r_{31} + r_{33});$$

$$\begin{aligned} \frac{dr_{24}}{dt} = & a_{21}\eta_4 + a_{41}\eta_2 + a_{42}r_{22} + a_{24}r_{44} + a_{44}r_{42} - \\ & - \sigma^{-2}(r_{21} + r_{23})(\eta_1 + \eta_3); \end{aligned}$$

$$\frac{dr_{33}}{dt} = 2r_{43} - \sigma^{-2} (r_{31} + r_{33})^2 + \sigma_q^{-2};$$

$$\frac{dr_{34}}{dt} = a_{41}r_{13} + a_{42}r_{23} + r_{44} + a_{44}r_{43} - \sigma^{-2} (r_{31} + r_{33})(\eta_1 + \eta_3);$$

$$\frac{dr_{44}}{dt} = 2(a_{41}r_{14} + a_{42}r_{24} + a_{44}r_{43}) - \sigma^{-2} (r_{41} + r_{43})(\eta_1 + \eta_3) + \sigma_q^{-2}.$$

Последнее решение трудности не вызывает.

5.4. УПРАВЛЯЕМОСТЬ И НАБЛЮДАЕМОСТЬ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Активное управление ориентацией КА с помощью замкнутой системы управления (системы с обратной связью) осуществляется всегда, когда требуется обеспечить высокую точность регулирования углового положения, высокое быстродействие, приемлемую экономичность и удовлетворительное качество процесса.

Отметим, что синтез систем управления ориентацией современных КА и ОС сопряжен с весьма ощутимыми трудностями обусловленными следующим:

- при корректном математическом описании КА как объекта управления возникает необходимость в учете влияния на его угловое движение внутренних моментов, вызываемых относительным перемещением экипажа и элементов конструкции аппарата внутри корпуса; пренебрежение ими возможно только при существенном преувеличении влияния внешнего возмущающего воздействия;

- все чаще КА, особенно ОК, представляют собой деформируемые объекты больших размеров, на точность управления угловым движением которых в значительной мере влияет упругость корпуса;

- точность отработки требуемых программных разворотов КА в значительной степени зависит от точности построения базовой системы отсчета и достоверности информации о текущем фазовом состоянии аппарата при движении относительно его центра масс.

Успешное преодоление отмеченных трудностей во многом связано с распространением фундаментальных концепций общей теории систем на обсуждаемые задачи.

Основная цель данного параграфа – показать хотя бы в первом приближении, что такая возможность существует.

Прежде чем перейти к выводу уравнений углового движения КА как комбинированного тела, состоящего из произвольного числа твердых тел с пространственными связями, приведем ряд определений, касающихся систем координат и обозначений, используемых при анализе.

1. Жесткий корпус КА рассматривается как несущее основное тело, характеризующееся тензором инерции J_0 и массой m_0 , включающее N подвижных элементов (при индивидуально жестком монтаже каждого из них) с массой m_i и тензором инерции J_i , вычисляемым относительно своей системы координат, связанной с i -м элементом. Упругая связь между подвижными элементами и несущим телом отсутствует (в частных случаях она оговаривается специально).

2. Совокупность основного тела и N подвижных элементов представляет собой комбинированное или составное тело (рис. 5.6).

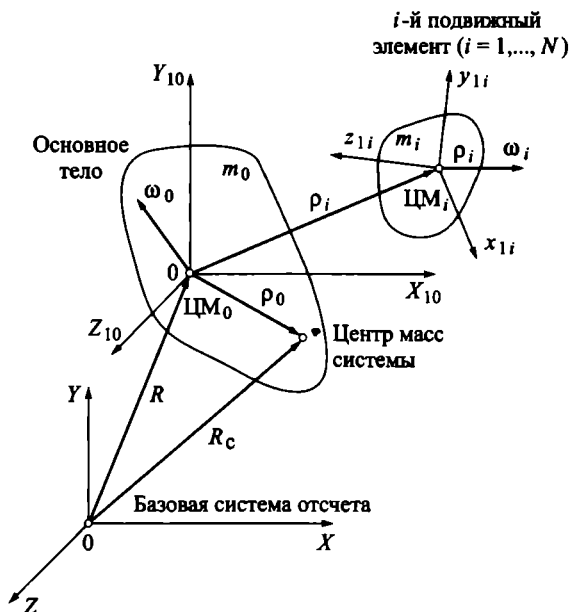


Рис. 5.6. Системы координат для расчетной схемы КА как комбинированного тела

3. Все N подвижных элементов подразделяются на две группы. Первая из $N - N_f$ элементов, относящихся к *полностью связанным*, характеризуется тем, что движение каждого i -го элемента в ней относительно тела и друг друга описывается заданными функциями времени $\rho_i(t)$, $\omega_i(t)$. Движение N_f свободных элементов, к которым относят, например, панели солнечных батарей с демпферами колебаний и приводными механизмами, силовые гиросtabilизаторы, зависит от характера движения КА, т. е. определяется реализуемым на борту законом регулирования.

4. Начало связанной системы координат для каждого элемента и основного тела помещается в его центре масс. Используются правые прямоугольные системы координат.

5. В общем случае центры масс составного и основного тела не совпадают. Мгновенное положение центра масс системы относительно начала связанной с основным телом системы координат задается радиусом-вектором ρ_0 .

Внутренние силы и моменты, действующие на полностью связанные элементы, не оказывают непосредственного влияния на их перемещение относительно основного тела. При расчете движения свободных элементов в функции времени необходимо учитывать как внутренние силы и моменты, действующие на них, так и внешние (по отношению к ним) управляющие силы и моменты, обеспечивающие функционирование КА в требуемом режиме. При этом, естественно, возникает необходимость в конкретизации связей, накладываемых алгоритмом управления [30].

Если бы рассматриваемый нами КА представлял собой единое жесткое тело, радиусы-векторы составляющих его i -х масс были неизменными во времени, и, следовательно, выполнялось условие

$$\mathbf{v}_i = \boldsymbol{\rho}_i \times \boldsymbol{\omega}_i. \quad (5.121)$$

Учитывая, что вектор кинетического момента $\mathbf{K}$ системы N отдельных элементов или тел относительно начала координат задается выражением

$$\mathbf{K} = \sum_{i=1}^{N-N_f} m_i (\boldsymbol{\rho}_i \times \mathbf{v}_i), \quad (5.122)$$

после подстановки (5.121) и (5.122) получим

$$\mathbf{K} = \sum_{i=1}^{N-N_f} m_i (\mathbf{p}_i \times \boldsymbol{\omega}_i \times \mathbf{p}_i) \quad (5.123)$$

или, раскрывая двойное векторное произведение,

$$\mathbf{K} = \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega}, \quad (5.124)$$

где $\mathbf{J}$ – тензор инерции тела относительно начала координат; $\boldsymbol{\omega}$ – вектор мгновенной угловой скорости тела.

Заменяя далее $\mathbf{K}$ (5.124) его значением в выражении закона изменения кинетического момента

$$\frac{d}{dt} \mathbf{K} = \mathbf{M}, \quad (5.125)$$

найдем

$$\frac{d}{dt} (\mathbf{J} \boldsymbol{\omega}) = \frac{d\mathbf{J}}{dt} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{J} \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} = \mathbf{M}. \quad (5.126)$$

Нетрудно показать, что если тензор $\mathbf{J}$, коэффициенты которого постоянны, имеет диагональную форму, то

$$\mathbf{J} \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega} = \mathbf{M} \quad (5.127)$$

и три скалярных уравнения в осях связанной системы координат принимают форму динамических уравнений Эйлера.

Для комбинированной системы переменной массы в отличие от (5.124) выражение кинетического момента, приведенное к центру масс составного тела, имеет более сложный вид:

$$\begin{aligned} \mathbf{K} = & \mathbf{J}_0 \boldsymbol{\omega}_0 + \sum_{i=1}^{N-N_f} \mathbf{J}_i (\boldsymbol{\omega}_0 + \boldsymbol{\omega}_i) + m_n \mathbf{p}_0 \times \dot{\mathbf{p}}_0 - \mathbf{p}_0 \times \sum_{i=1}^{N-N_f} m_i \dot{\mathbf{p}}_i - \\ & - \sum_{i=1}^{N-N_f} m_i \mathbf{p}_i \times \dot{\mathbf{p}}_0 + \sum_{i=1}^{N-N_f} m_i \mathbf{p}_i \times \dot{\mathbf{p}}_i, \end{aligned} \quad (5.128)$$

где $m_n = m_0 + \sum_{i=1}^n m_i$. Принимая во внимание, что

$$\dot{\mathbf{r}}_i = \mathbf{v}_i + \boldsymbol{\omega}_0 \times \mathbf{r}_i, \quad (5.129)$$

а также соотношение

$$\mathbf{p}_{0N} = \frac{1}{m_n} \sum_{i=1}^{N-N_f} m_i \mathbf{r}_i, \quad (5.130)$$

уравнение (5.128) несколько упростим:

$$\begin{aligned} \mathbf{K} = & \left\{ \mathbf{J}_0 + \sum_{i=1}^{N-N_f} \left[\mathbf{J}_i + m_i (\rho_i^2 \mathbf{E} - \boldsymbol{\rho}_i \boldsymbol{\rho}_i^T) \right] - m_n (\rho_0^2 \mathbf{E} - \boldsymbol{\rho}_0 \boldsymbol{\rho}_0^T) \right\} \boldsymbol{\omega}_0 + \\ & + \sum_{i=1}^{N-N_f} \mathbf{J}_i \boldsymbol{\omega}_i + \sum_{i=1}^{N-N_f} m_i \mathbf{r}_i \times \mathbf{v}_i - m_n \boldsymbol{\rho}_0 \times \mathbf{v}_0, \end{aligned} \quad (5.131)$$

где $\mathbf{v}_0$ — кажущаяся скорость центра масс комбинированного тела относительно системы координат, связанной с основным телом; $\mathbf{E}$ — единичная матрица. Положение центра масс КА в силу движения i -х элементов относительно основного тела не является постоянным.

В результате тензор инерции, стоящий сомножителем при $\boldsymbol{\omega}_0$ в уравнении (5.131), целесообразно (на что было впервые указано Р. Робертсоном) представить как комбинацию переменной $\mathbf{J}_v$ и постоянной $\mathbf{J}_c$ составляющих:

$$\begin{aligned} & \mathbf{J}_c + \mathbf{J}_v = \\ & = \mathbf{J}_0 + \sum_{i=1}^{N-N_f} \left[\mathbf{J}_i + m_i (\rho_i^2 \mathbf{E} - \boldsymbol{\rho}_i \boldsymbol{\rho}_i^T) \right] - m_n (\rho_0^2 \mathbf{E} - \boldsymbol{\rho}_0 \boldsymbol{\rho}_0^T). \end{aligned} \quad (5.132)$$

Наличие переменной составляющей тензора инерции обуславливается:

- изменением проекции тензора инерции $\mathbf{J}_i$ на оси системы координат $x_{1i} y_{1i} z_{1i}$ при ориентации их параллельно осям системы $x_{10} y_{10} z_{10}$, причем указанные проекции постоянны лишь для частно-

го случая совпадения ω_i с продольной осью симметрии i -го подвижного элемента при неизменном направлении его по отношению к основному телу;

- смещением центра масс i -х подвижных элементов, при которых не происходит изменения положения центра масс всей системы;
- вариациями моментов инерции системы, возникающими от смещения центра масс.

Вопрос о том, что следует включать в переменную составляющую тензора инерции, не является однозначным. Во многом решение его зависит от поставленной задачи и конечной цели исследования.

Существуют три возможных подхода.

1. Выбор значений постоянных коэффициентов, характеризующих J_v как средство для нахождения экстремальных отклонений коэффициентов тензора в уравнении (5.132).

2. Максимизация постоянных коэффициентов, обеспечивающая положительные значения коэффициентов переменной составляющей тензора инерции, что позволяет оценить значение остаточного переменного момента и центробежного моментов инерции.

3. Осреднение по времени параметров, используемых в качестве средних значений коэффициентов тензора в уравнении (5.132). При этом обеспечивается возможность устранения постоянных составляющих возмущающего момента как систематической ошибки стабилизации.

В любом из рассматриваемых случаев уравнение вращательно-го движения КА как комбинированной системы может быть представлено в виде

$$\begin{aligned} & \frac{d}{dt}(\mathbf{J}_c \boldsymbol{\omega}_0) = \\ & = \mathbf{M} - \frac{d}{dt} \left\{ \mathbf{J}_v \boldsymbol{\omega}_0 + \sum_{i=1}^{N-N_f} \mathbf{J}_i \boldsymbol{\omega}_i + \sum_{i=1}^{N-N_f} m_i \mathbf{p}_i \times \mathbf{v}_i - m_n \mathbf{p}_0 \times \mathbf{v}_0 \right\}. \quad (5.133) \end{aligned}$$

Производная в правой части векторного уравнения (5.133), может быть интерпретирована как момент, обусловленный перемещением подвижных элементов, т. е. внутренний возмущающий момент.

Заметим, однако, что представление суммарного момента, действующего на КА, в виде (5.133) является не вполне корректным. Действительно, составляющие, включающие ω_0 и имеющие физический смысл параметрического возбуждения, строго говоря, относятся к составляющим внешнего момента и должны быть перенесены в левую часть уравнения.

Разрешение указанной некорректности в процессе анализа сопряжено с использованием одного из способов приближенного исследования.

Первый связан с заменой вектора ω_0 приближенной функцией времени. В этом случае соответствующие составляющие могут в первом приближении рассматриваться как составляющие внутреннего момента.

Второй сводится к использованию принципа дискретного за-
тверждения системы переменного состава и поэтапному замораживанию параметрически возбуждаемых членов.

С учетом понятия локальной производной, соответствующей закреплению масс подвижных элементов, представим закон изменения кинематического момента системы в виде

$$\frac{d^*}{dt} \mathbf{K} = \sum_{k=1}^l \mathbf{M}_k, \quad (5.134)$$

или, раскрывая правую часть уравнения,

$$\frac{d^*}{dt} \mathbf{K} = \mathbf{M}_{\text{вн}} + \mathbf{I}_{\text{рс}} + \mathbf{H}_c + \frac{\delta \mathbf{K}^r}{dt}, \quad (5.135)$$

где $\mathbf{M}_{\text{вн}}$ – главный момент всех внешних сил, за исключением реактивных; $\mathbf{I}_{\text{рс}}$ – главный момент реактивных сил; $\mathbf{H}_c$ – момент кориолисовых сил инерции; $\mathbf{K}^r$ – относительный кинетический момент (вычисленный относительно системы координат, жестко связанной с корпусом аппарата). Изменение относительного кинетического момента обозначим через соответствующую производную. Силы, главный момент которых равен $\delta \mathbf{K}^r / dt$, будем называть вариационными.

Перечисленные выше моменты приводят к вращательному движению корпуса КА (основного тела) относительно текущего положения центра масс системы.

Раскроем выражения каждого члена, входящего в векторное уравнение (5.135). Вектор кинетического момента системы при закреплении масс подвижных элементов представим, подразумевая здесь и далее под $N - N_f$ конечное число n полностью связанных элементов, в виде

$$\mathbf{K} = \left\{ \mathbf{J}_0 + m_0 (\rho_0^2 \mathbf{E} - \rho_0 \rho_0^T) + \sum_{i=1}^n \mathbf{J}_i + \sum_{i=1}^n m_i \left[(\rho_i - \rho_0)^2 \mathbf{E} - (\rho_i - \rho_0)(\rho_i - \rho_0)^T \right] \right\} \omega_0. \quad (5.136)$$

В векторно-матричном уравнении (5.136) выражение $m_0 (\rho_0^2 \mathbf{E} - \rho_0 \rho_0^T)$ имеет физический смысл тензора инерции основного тела, вычисляемого относительно системы координат, связанной с составным телом, при допущении, что масса рассматриваемого тела является точечной. Другими словами, с некоторой долей условности указанное выражение представляет собой тензор инерции центра масс основного тела относительно центра масс составного тела; $m_i \left[(\rho_i - \rho_0)^2 \mathbf{E} - (\rho_i - \rho_0)(\rho_i - \rho_0)^T \right]$ — соответственно тензор масс составного тела.

Преобразуем выражение для $\mathbf{K}$ к более простому виду:

$$\mathbf{K} = \left[\mathbf{J}_0 + \sum_{i=1}^n (\mathbf{J}_i + \mathbf{J}'_i) - \mathbf{J}'_0 \right] \omega_0, \quad (5.137)$$

где $\mathbf{J}'_i$ — тензор инерции i -го подвижного тела с точечной массой относительно центра масс базового (основного) тела,

$$\mathbf{J}'_i = m_i (\rho_i^2 \mathbf{E} - \rho_i \rho_i^T); \quad (5.138)$$

$\mathbf{J}'_0$ — тензор инерции всей системы с точечной массой относительно центра масс базового тела,

$$\mathbf{J}'_0 = m_n (\rho_0^2 \mathbf{E} - \rho_0 \rho_0^T). \quad (5.139)$$

При рассмотрении внешних моментов будем иметь в виду, что они приложены на плече, размер которого зависит от текущего положения центра масс системы.

Поскольку наиболее существенной составляющей внешних сил F является реактивная сила, развиваемая исполнительными органами СУД КА, удобно ввести в дальнейший анализ понятие внешнего управляющего момента от реактивных сил, а возмущающую составляющую, обуславливаемую в том числе и силами, имеющими реактивную природу, выделить в самостоятельный внешний возмущающий момент.

Обычно бывает оправданным пренебрежение составляющими момента кориолисовых сил, связанных с процессами, сопутствующими работе исполнительных органов. С учетом принятого допущения получим

$$H_c = -\omega_0 \times K^r. \quad (5.140)$$

Вектор относительного момента количества движения представим в виде

$$K^r = \sum_{i=1}^n J_i \omega_i + \sum_{i=1}^n m_i (\rho_i - \rho_0) \left(\frac{\delta \rho_i}{dt} - \frac{\delta \rho_0}{dt} \right) + m_0 \rho_0 \times \frac{\delta \rho_0}{dt}. \quad (5.141)$$

Учитывая, что

$$\rho_0 = \sum_{i=1}^n m_i \rho_i / m_n, \quad (5.142)$$

преобразуем зависимость (5.141). Окончательно получим

$$K^r = \sum_{i=1}^n J_i \omega_i + \sum_{i=1}^n \rho_j \times q_j^r + m_n \rho_0 \times v_0. \quad (5.143)$$

В выражении (5.143) под $q_j^r = m_j v_j = m_j \delta \rho_j / dt$ понимают относительное количество движения j -го тела в базовой системе координат, связанной с основным телом.

Используя соотношения (5.140) и (5.143), найдем выражение суммы $\mathbf{H}_c + \delta \mathbf{K}^r / dt$, входящей в правую часть векторного уравнения (5.135):

$$\begin{aligned} \mathbf{H}_c + \frac{\delta \mathbf{K}^r}{dt} = & - \sum_{i=1}^n (\boldsymbol{\omega}_0 + \boldsymbol{\omega}_i) \times \mathbf{J}_i \boldsymbol{\omega}_i - \sum_{i=1}^n \mathbf{J}_i \frac{\delta \boldsymbol{\omega}_i}{dt} - \sum_{i=1}^n \frac{\delta^* \mathbf{J}_i}{dt} \boldsymbol{\omega}_i - \\ & - \boldsymbol{\omega}_0 \times \sum_{j=1}^n \boldsymbol{\rho}_j \times \mathbf{q}_j^r - \sum_{j=1}^n \boldsymbol{\rho}_j \times \frac{\delta \mathbf{q}_j^r}{dt} + m_n \boldsymbol{\omega}_0 \times (\boldsymbol{\rho}_0 \times \mathbf{v}_0) + m_n \boldsymbol{\rho}_0 \times \frac{\delta \mathbf{v}_0}{dt} \end{aligned}$$

или, вводя в рассмотрение понятие относительного ускорения j -го тела $\delta \mathbf{v}_j / dt = \mathbf{a}_j$ ($j = 0, 1, 2, \dots, n$), окончательно имеем

$$\begin{aligned} \mathbf{H}_c + \frac{\delta \mathbf{K}^r}{dt} = & - \sum_{i=1}^n (\boldsymbol{\omega}_0 + \boldsymbol{\omega}_i) \times \mathbf{J}_i \boldsymbol{\omega}_i - \sum_{i=1}^n \mathbf{J}_i \frac{\delta \boldsymbol{\omega}_i}{dt} - \sum_{i=1}^n \frac{\delta^* \mathbf{J}_i}{dt} \boldsymbol{\omega}_i - \boldsymbol{\omega}_0 \times \\ & \times \sum_{j=1}^n \boldsymbol{\rho}_j \times \mathbf{q}_j^r - \sum_{j=1}^n \boldsymbol{\rho}_j \times \frac{\delta \mathbf{q}_j^r}{dt} + m_n \boldsymbol{\omega}_0 \times (\boldsymbol{\rho}_0 \times \mathbf{v}_0) + m_n \boldsymbol{\rho}_0 + \mathbf{a}_0. \quad (5.144) \end{aligned}$$

Учитывая приведенные ранее соображения в отношении представления главного вектора всех внешних сил, а также (5.144), представим уравнение углового движения системы в виде

$$\begin{aligned} \frac{\delta \mathbf{J}_c}{dt} \boldsymbol{\omega}_0 + \boldsymbol{\omega}_0 \times \mathbf{J}_c \boldsymbol{\omega}_0 + \mathbf{J}_c \frac{d\boldsymbol{\omega}_0}{dt} = & \mathbf{M}_{\text{возм}} + \mathbf{M}_{\text{упр}} - \\ - \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \left\{ (\boldsymbol{\omega}_0 + \boldsymbol{\omega}_i) \times \mathbf{J}_i \boldsymbol{\omega}_i + \mathbf{J}_i \frac{\delta \boldsymbol{\omega}_i}{dt} + \frac{\delta^* \mathbf{J}_i}{dt} \boldsymbol{\omega}_i + \boldsymbol{\omega}_0 \times (\boldsymbol{\rho}_i \times \mathbf{q}_i^r) + \right. \\ & \left. + \boldsymbol{\rho}_j \times \frac{\delta \mathbf{q}_j^r}{dt} \right\} + m_n \boldsymbol{\omega}_0 \times (\boldsymbol{\rho}_0 \times \mathbf{v}_0) + m_n \boldsymbol{\rho}_0 \times \mathbf{a}_0, \quad (5.145) \end{aligned}$$

где $\mathbf{M}_{\text{возм}} + \mathbf{M}_{\text{упр}} = \mathbf{M}_{\text{вн}} + \mathbf{I}_{\text{рс}}$; $\mathbf{J}_c = \mathbf{J}_0 + \sum_{i=1}^n (\mathbf{J}_i + \mathbf{J}_i') - \mathbf{J}_0'$.

Полученное выражение описывает движение комбинированного тела с полностью связанными элементами, определяющими конкретную конструкцию КА или ОК и исключающими неопределенность состояния, характерную для случая учета динамики углового движения системы при наличии в ее структуре свободных элементов [30].

При описании углового движения нежесткого КА, как правило, используется [79] математическая модель, в которой КА схематично представляют в виде основного жесткого тела с прикрепленными к нему упругими консолями, число которых зависит от решаемой задачи. Упругие консоли, в свою очередь, аппроксимируются либо совокупностью жестких соприкасающихся тел с безмассовыми упругими элементами (дискретная модель), либо в виде сплошной среды с распределенными массами (непрерывная модель). Использование той или иной модели консоли приводит к различной структуре уравнений динамики углового движения деформируемого КА. Вне зависимости от структуры при анализе уравнений обычно предполагают, что отклонения от заданной номинальной ориентации малы, а консоли при номинальной ориентации КА находятся в недеформированном состоянии.

В соответствии с соотношениями, полученными выше, запишем векторно-матричное уравнение движения КА относительно его центра масс в форме

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{P}^T \ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{M}_y, \quad (5.146)$$

где $\mathbf{M}_y$ – матрица размерности (3×1) , характеризующая значение вектора внешнего управляющего момента относительно центра масс КА как системы тел для ортогонального базиса в основном теле $Ox_{10}y_{10}z_{10}$; $\mathbf{J}$ – тензор инерции КА относительно центра масс системы; $\mathbf{q}$ – матрица размерности $(6n \times 1)$, образованная из последовательно упорядоченных матриц размерности (6×1) , элементы которых описывают состояние j -го элемента консоли; $\mathbf{P}$ – матрица параметрических характеристик консоли.

Положив, что результирующая сила, создающая внешней момент КА, равна нулю, запишем уравнения деформации консоли в виде

$$\mathbf{J}_k \ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{K} \mathbf{q} + \mathbf{P} \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{L}. \quad (5.147)$$

В векторно-матричном уравнении (5.147) кроме ранее принятых использованы следующие обозначения: $\mathbf{J}_k$ – тензор инерции консоли, присоединенной к поступательно свободному, но ограниченному во вращательном движении основному телу; $\mathbf{K}$ – матрица жесткости консоли; $\mathbf{L}$ – матрица размерности $(6n \times 1)$, состоящая из n подматриц размерности (6×1) , определяющих силовую нагрузку n связанных элементов консоли, обусловленную действием сил и моментов, создаваемых исполнительными органами системы ориентации.

Заметим, что уравнения типа (5.147), которые описывают динамику некоторой конструкции с помощью комбинации дискретных и распределенных координат, в зарубежной литературе довольно часто называют формализацией с использованием *гибридных координат* [73]. Полагая матрицы $\mathbf{J}_k$ и $\mathbf{K}$ симметричными и положительно определенными, найдем решение уравнения, отвечающего (5.147) и включающего только параметры состояния j -х элементов консоли. Обозначим его через Φ . Вследствие свойств матриц $\mathbf{J}_k$ и $\mathbf{K}$ матрица Φ размерности $(6n \times 6n)$ будет невырожденной, имеющей ортогональные свойства. Тогда $\Phi^T \mathbf{J}_k \Phi$ и $\Phi^T \mathbf{K} \Phi$, образованные из комбинации указанных матриц, являются диагональными.

Введем теперь в рассмотрение уравнение связи

$$\mathbf{M}_y = \mathbf{S}\mathbf{L} + \mathbf{M}_0, \quad (5.148)$$

где $\mathbf{S}$ – матрица преобразования моментов и сил, действующих на связанные элементы консоли, размерности $(3 \times 6n)$; $\mathbf{M}_0$ – управляющий момент, приложенный к основному телу. Если реализация каждой из составляющих вектора $\mathbf{L}$ достигается за счет использования исполнительных органов независимых каналов управления, то

$$\mathbf{L} = \mathbf{L}_c^T, \quad (5.149)$$

где $\mathbf{L}_c$ – матрица размерности $(6n \times 3)$, характеризует местонахождение и тип регуляторов системы ориентации КА.

При использовании в качестве исполнительных органов гироскопов (силовых гироскопов), создающих только момент и расположенных на k -м связанном элементе, получим

$$L_c^T = [0 \ 0 \dots 0 \ E_3 \dots 0 \ 0]. \quad (5.150)$$

Здесь E_3 – единичная матрица размерности (3×3) , стоящая в L_c на месте $2k$ -го элемента.

Введем новую переменную состояния η , имеющую физический смысл числа тонов j -й консоли и связанную с q соотношением

$$q = \Phi \eta. \quad (5.151)$$

Тогда, обозначив через Φ матрицу углов инерциальной ориентации КА, представим вектор переменных состояния, характеризующих угловое положение аппарата, как

$$x^T = [\varphi; \dot{\varphi}; \eta; \dot{\eta}], \quad (5.152)$$

а матрицы A и B в канонической форме математической модели состояния КА как линейной системы (5.28) приобретут следующий вид:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & E_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -J^{-1}\Phi_A^T(\Phi^T J_K \Phi)(E_N - \Phi_A J^{-1}\Phi_A^{-1}(\Phi^T J_K \Phi))^{-1} \times \\ & & \times (\Phi^T J_K \Phi)^{-1} \Phi^T K \Phi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & E_N \\ 0 & 0 & -(E_N - \Phi_A J^{-1}\Phi_A^{-1}(\Phi^T J_K \Phi))^{-1}(\Phi^T J_K \Phi)^{-1} \Phi^T K \Phi & 0 \end{bmatrix}; \quad (5.153)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ J_0^{-1}J + J^{-1}\Phi_A^T(\Phi^T J_K \Phi)(E_N - \Phi_A J^{-1}\Phi_A^{-1}(\Phi^T J_K \Phi))^{-1} \Phi^T L_c J \\ 0 \\ \Phi_A J_0^{-1}J + (E_N - \Phi_A J^{-1}\Phi_A^{-1}(\Phi^T J_K \Phi))^{-1} \Phi^T L_c J \end{bmatrix}, \quad (5.154)$$

где

$$\Phi_A = -(\Phi^T J_k \Phi)^{-1} \Phi^T \Pi; \quad (5.155)$$

N – число тонов упругих колебаний.

Уравнение состояния системы (5.28) с вектором текущего состояния в форме (5.152) и матрицами A и B , задаваемыми выражениями (5.153) и (5.154) соответственно, должно быть дополнено уравнением вектора измеряемых параметров (наблюдаемых координат), заданным в виде (5.38).

При рассмотрении модели датчиковой аппаратуры, обеспечивающей минимальный объем измерительной информации, включающей данные только об углах пространственной ориентации, уравнение измеряемых параметров с учетом (5.151) приобретает вид

$$y = \varphi + L_0^T \Phi \eta, \quad (5.156)$$

где L_0 – матрица размерности $(6n \times 3)$, определяющая местонахождение датчиков углов; если датчик, расположенный на k -м связанном теле, обеспечивает измерение углового положения этого тела в инерциальном пространстве, то $L_0^T = L_c^T$.

Переходя от (5.156) к канонической форме (5.38), представим матрицу C в виде $C = \begin{bmatrix} E_3 & 0 & L_0^T \Phi & 0 \end{bmatrix}$ при задании вектора состояния в форме (5.152).

Приведенные соотношения дают основание для определения условий управляемости и наблюдаемости углового движения КА и прежде всего (что особенно актуально) нежестких ОК.

Однако начнем анализ с оценки управляемости углового движения жесткого КА как наиболее простой и, следовательно, наглядной.

Рассмотрим движение относительно центра масс корпуса КА как твердого тела. Предположим, что КА имеет одну ось симметрии, совпадающую с направлением оси крена Ox_1 связанной системы координат. Условимся считать, что газореактивные сопла релейных исполнительных органов закреплены на корпусе так, что

включение их создает знакопеременный управляющий момент $M_{\text{упр}} = lP(t)$ относительно оси Oy_1 . Тяга $P(t)$, естественно, является ограниченной по значению $|P(t)| \leq P^*$, плечо l рассматривается как известный конструктивный параметр.

Обозначим через ω_j (при $j = x, y, z$) составляющие вектора угловой скорости КА. Тогда исследуемый процесс углового движения жесткого КА будет описываться дифференциальным уравнением

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega \\ -\omega & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ u(t) \end{bmatrix}, \quad (5.157)$$

где

$$u(t) = P(t)(P^*)^{-1} \leq 1, \text{ а } \omega = J^{-1}(J - J_x)\omega_x, \quad (5.158)$$

причем под J здесь понимается момент инерции КА относительно осей Oy и Oz , а переменные состояния x_i связаны с ω_j следующими соотношениями:

$$x_i(t) = lJ^{-1}P^* \omega_j \quad (j = 1, 2). \quad (5.159)$$

Применительно к системе (5.157) решение вопроса об управляемости, очевидно, не составляет каких-либо трудностей. Действительно, матрица B для данного случая представляет собой вектор-столбец $b = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$, а произведение Ab – вектор $\begin{bmatrix} \omega \\ 0 \end{bmatrix}$. Тогда, согласно выводам § 5.1, система управляема.

Как было показано ранее, угловое управляемое движение упругого КА может быть описано векторно-матричным уравнением типа (5.28) при значениях матриц A и B , отвечающих соответственно (5.153) и (5.154). Распространение необходимого и достаточного условия управляемости, сформулированного в § 5.1, на рассматриваемый случай приводит к следующему результату.

Система (5.28) с матрицами состояния и управления, задаваемыми (5.153) и (5.154), будет полностью управляемой тогда и только тогда, когда матрица управляемости G_c , определяемая как

$$G_c = [B, AB, A^2B, \dots, A^{2N-5}B], \quad (5.160)$$

имеет ранг, равный размерности x , а именно $2N + 6$.

Полезно отметить, что размерность матрицы управляемости G_c составляет $((2N + 6) \times 3(2N + 6))$. С целью упрощения записи в последующих выкладках введем ряд промежуточных обозначений. В частности, обозначим

$$(E_N - \Phi_A J^{-1} \Phi_A^{-1} (\Phi^T J_K \Phi))^{-1} = \Phi_{A*},$$

где Φ_{A*} представляет собой матрицу размерности $(N \times N)$.

Кроме того,

$$J_0^{-1} J = J_*; \quad (\Phi^T J_K \Phi)^{-1} \Phi^T K \Phi = \Phi_*;$$

$$J^{-1} \Phi_A^T (\Phi^T J_K \Phi) = I_*; \quad \Phi_{A*} \Phi^T L_c J = L_*.$$

Тогда

$$G_c = \begin{bmatrix} 0 & J_* + I_* L_* & 0 \\ J_* + I_* L_* & 0 & I_* (-\Phi_* \Phi_{A*}) (\Phi_A J_* + L_*) \\ 0 & \Phi_A J_* + L_* & 0 \\ \Phi_A J_* + L_* & 0 & (-\Phi_{A*} \Phi_*) (\Phi_A J_* + L_*) \\ I_* (-\Phi_{A*} \Phi_*) (\Phi_A J_* + L_*) & \dots & I_* (-\Phi_{A*} \Phi_*)^{N+2} (\Phi_A J_* + L_*) \\ 0 & & 0 \\ (-\Phi_{A*} \Phi_*) (\Phi_A J_* + L_*) & & (-\Phi_{A*} \Phi_*)^{N+2} (\Phi_A J_* + L_*) \\ 0 & & 0 \end{bmatrix}. \quad (5.161)$$

Ранг G_c равен [30, 73] удвоенному рангу матрицы G'_c размерности $((N+3) \times 3(N+3))$, заданной в виде

$$G'_c =$$

$$= \begin{bmatrix} J. - I.L. & \vdots & I.(-\Phi.\Phi_{A*})(\Phi_A J. + L.) & \vdots & I.(-\Phi.\Phi_{A*})^2(\Phi_A J. + L.) & \vdots \\ \Phi_A J. + L. & \vdots & (-\Phi.\Phi_{A*})(\Phi_A J. + L.) & \vdots & (-\Phi.\Phi_{A*})^2(\Phi_A J. + L.) & \vdots \\ \dots & I.(-\Phi.\Phi_{A*})^{N+2}(\Phi_A J. + L.) & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \dots & (-\Phi.\Phi_{A*})^{N+2}(\Phi_A J. + L.) & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix}. \quad (5.162)$$

Оценка ранга матрицы G'_c также весьма непростая задача; она требует [73] предварительного умножения матрицы G'_c на некоторую специально выбираемую матрицу V , которая имеет $|V|=1$, в результате чего не происходит изменения ранга G'_c .

Произведение матрицы VG'_c приводит к получению матрицы

$$\begin{bmatrix} J. & 0 \\ \Phi^T L_C (J - J^{-1} J J.) & -\Phi.G'_{cN} \end{bmatrix},$$

в которой

$$G'_{cN} = \begin{bmatrix} \Phi_A J. + L. (-\Phi.\Phi_{A*})(\Phi_A J. + L.) (-\Phi.\Phi_{A*})^2(\Phi_A J. + L.) \dots \\ \dots (-\Phi.\Phi_{A*})^{N+2}(\Phi_A J. + L.) \end{bmatrix}. \quad (5.163)$$

В силу невырожденности матрицы $J.$ и возможности приведения матрицы Φ_{A*} к диагональному виду с элементами в виде квадратов ненулевых собственных частот консоли условие управляемости может быть представлено в данном случае как условие выполнения требования

$$r_{G'_{cN}} = N, \quad (5.164)$$

т. е. ранг матрицы G'_{cN} должен быть равен числу тонов консоли.

Распространение условия наблюдаемости линейной системы (5.28) при векторе обратной связи, заданном выражением (5.38) для матриц A , B и C , имеющих вид (5.153), (5.154) и (5.156), вызывает необходимость выполнения условия, чтобы матрица наблюдаемости

$$H = \left[C^T, A^T C^T, (A^T)^2 C^T, \dots, (A^T)^{2N+5} C^T \right] \quad (5.165)$$

имела ранг, равный размерности x , т. е. $2N+6$. Подстановка в (5.165) матриц (5.153) и (5.156) приводит к получению матрицы

$$H = \begin{bmatrix} E_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & E_3 & 0 & 0 \\ \Phi^T L_0 & 0 & (-\Phi_A \cdot \Phi^T)(\Phi_0 J^{-1}) & 0 & \dots \\ 0 & \Phi^T L_0 & 0 & (-\Phi_A \cdot \Phi^T)(\Phi_0 J^{-1}) & \dots \\ & & 0 & 0 & \\ & & 0 & 0 & \\ & & (-\Phi_A \cdot \Phi^T)^{N+2}(\Phi_0 J^{-1}) & 0 & \\ & & 0 & (-\Phi_A \cdot \Phi^T)^{N+2}(\Phi_0 J^{-1}) & \end{bmatrix}, \quad (5.166)$$

где $\Phi_0 = \Phi_A + \Phi^T L_0 J$.

Аналогично ранг H равен удвоенному рангу матрицы H' , имеющей вид

$$H' = \begin{bmatrix} E_3 & 0 & 0 & 0 \\ \Phi^T L_0 & (-\Phi_A \cdot \Phi^T)(\Phi_0 J^{-1}) & (-\Phi_A \cdot \Phi^T)^2(\Phi_0 J^{-1}) & \dots & (-\Phi_A \cdot \Phi^T)(\Phi_0 J^{-1}) \end{bmatrix}. \quad (5.167)$$

Так как первые три столбца матрицы $\mathbf{H}'$ не зависят друг от друга и других столбцов [73], то ранг $\mathbf{H}$ равен $3 + \langle \text{ранг матрицы, полученной путем вычеркивания этих трех столбцов и трех верхних пустых строк из } \mathbf{H}' \rangle$. В силу того, что $|\mathbf{J}^{-1}| \neq 0$ и $|\Phi_{A\bullet}| \neq 0$, полученная таким образом матрица имеет тот же ранг, что и матрица

$$\mathbf{H}_N = \left[\Phi^T \Phi_0 : (\Phi^T \Phi_{A\bullet}) \Phi^T \Phi_0 : \dots (\Phi^T \Phi_{A\bullet})^{N+1} \Phi_{A\bullet}^T \Phi_0 \right]. \quad (5.168)$$

Таким образом, необходимым и достаточным условием полной наблюдаемости рассматриваемого деформируемого КА является выполнение требования

$$n_{H_N} = N. \quad (5.169)$$

Нетрудно заметить существенное внешнее сходство в условиях наблюдаемости (5.169) и управляемости (5.164), что в общем не противоречит выводам и исходным посылкам, характеризующим взаимосвязь этих понятий в классической теории линейных систем.

Раздел 3

ПЛАНИРОВАНИЕ И ОСНОВЫ ТЕОРИИ ОПТИМИЗАЦИИ ПЛАНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

Глава 6

ПЛАНИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

6.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Планирование космического полета – одна из отправных точек его практической реализации. В связи с этим разработка плана, начинаемая еще на этапе проектирования, представляет собой основу процесса управления полетом. Управление полетом должно осуществляться в строгом соответствии с принятым к исполнению планом, поскольку именно номинальный план, т. е. план, в котором фактические характеристики КА и условия полета приняты в пределах расчетных значений или установленных статистических норм, предполагает гарантированное выполнение целевого назначения полета.

Вместе с тем очевидно, что номинальный план с высокой степенью вероятности может оказаться не адекватным фактическим условиям полета. Данное обстоятельство заставляет предусмотреть в методологии планирования, по крайней мере, два направления возможных коррекций плана.

Во-первых, уже при разработке исходного плана определяют наиболее сложные с точки зрения управления полетом этапы. Для них заблаговременно разрабатывают резервные варианты выполнения. Этому направлению в дополетный период уделяется существенное внимание, поскольку наличие заранее отработанных элементов резервных планов способно значительно повысить надежность управления.

Во-вторых, предусматривают оперативное планирование, осуществляемое непосредственно в процессе полета и ориентируемое на учет текущей информации об условиях его протекания.

Ситуации, требующие оперативного планирования в ходе полета, могут складываться вследствие непредвиденного изменения внешней обстановки либо при возникновении отказов в системах КА и элементах НКУ. Оперативная корректировка или разработка плана полета необходима и в том случае, если в ходе полета меняются задачи, решаемые КА, или уточняется программа работы его целевой аппаратуры, или выявляется необходимость коррекции либо изменения орбиты КА. План, доработанный в процессе полета, может предусматривать возвращение к исходному номинальному варианту, если это возможно и целесообразно.

Для формирования исходного и оперативного планов применяют одни и те же методы. Однако существенным отличием оперативного планирования от дополетного является ограниченное время его выполнения, иногда и дефицит времени. Чтобы избежать ошибок планирования в таких условиях, стараются использовать типовые элементы плана, заранее разработанные и проверенные. Для повышения надежности применяют автоматизированные способы формирования плана, а оперативно разработанный план до начала выполнения проверяют на моделирующих стендах.

Планирование полета заключается в конечном счете в установлении состава и временной последовательности операций, приводящей к достижению целей полета, а также в определении порядка координированной работы всех служб и средств системы управления в ходе выполнения операций.

Оперативное планирование полета в настоящее время проводится персоналом группы управления полетом (ГУП) по методике, рассмотренной ниже, при пилотируемом полете в режиме автономного управления эта функция может выполняться экипажем практически по той же методике. Возможна и автоматическая разработка упрощенного плана полета бортовыми вычислительными средствами КА.

Еще одна особенность планирования космического полета — наличие большого объема разнородной исходной информации, подразделяемой на две составляющие: постоянную и переменную (оперативную). В постоянную входят:

- описания всех полетных операций, которые могут выполняться данным КА (их циклограммы, характеристики, методики, условия выполнения и т. д.) с учетом взаимодействия КА с НКУ;

- перечень работ, которые во время конкретного полета выполняются периодически, а также требования к частоте их повторения или критерии, определяющие необходимость их повторения;
- требования к режиму труда и отдыха экипажа пилотируемого КА;

– правила и ограничения планирования.

Постоянная часть исходной информации в ходе полета может уточняться с учетом приобретенного опыта и фактического состояния КА и НКУ. При этом должны соблюдаться меры, гарантирующие корректность проводимых изменений, например, их предварительная (до ввода в базу данных планирования) проверка с использованием моделирования полета.

Переменная (оперативная) информация включает данные, зависящие от времени и фактического протекания полета, например:

– баллистические, необходимые для планирования полета (периоды радиовидимости КА с наземных станций слежения, периоды движения КА на освещенной Солнцем и теневой части околоземной или околопланетной орбиты, географическая долгота восходящих узлов орбиты на разных витках, расстояние от Земли, Солнца и планеты-цели при межпланетных полетах, прогноз траектории и трассы полета и т. д.);

- о текущем состоянии бортовых систем и экипажа;
- текущем состоянии бортовых ресурсов КА;
- текущих и прогнозируемых внешних условиях;
- текущем состоянии средств НКУ;
- о результатах выполнении этапов полета, предшествующих планируемому;
- текущие директивы, поступающие от руководства полетом.

Переменная информация обновляется данными, получаемыми ГОГУ и экипажем КА в процессе контроля полета и выполнения баллистических расчетов.

План полета разрабатывается в нескольких видах, соответствующих определенному уровню.

На высшем, *стратегическом*, уровне планирования формулируются цели полета, устанавливаются средства и способы их достижения, необходимые ресурсы и принципы их использования, а также основные ограничения, которые нужно учитывать при разработке плана. Документы этого уровня, содержащие указанную

информацию, являются основой для разработки планов следующего уровня, а также используются в качестве исходных при подготовке КА к полету и его оснащении. Они разрабатываются задолго до начала полета для всесторонней проверки их выполнимости и корректировки некоторых проектных параметров КА, например, располагаемых ресурсов, комплектации научно-исследовательской аппаратуры и т. д. В некоторой части они могут уточняться в ходе полета в зависимости от реальной полетной обстановки: внешних условий, фактического состояния бортовых систем, экипажа и ресурсов КА, выполнения задач полета, но могут быть кардинально изменены при возникновении существенных аномалий, приводящих к коррекции целей.

Плановыми документами высшего уровня определяются принципиальная схема полета, разбивка полета на этапы, их продолжительность, рекомендации, касающиеся построения планов следующих уровней, устанавливаются лимиты расхода имеющихся ресурсов в разных группах операций на отдельных этапах полета. Кроме того, задается состав и требуемый объем научных исследований и экспериментов, распределение рабочего времени экипажа между видами основных работ. Здесь же могут быть приведены особые требования к условиям проведения некоторых полетных операций, например, к освещенности КА Солнцем, исходному состоянию систем КА перед началом выполнения операции, участию членов экипажа в ее выполнении. Этими документами определяется состав экипажа КА и распределение обязанностей между космонавтами, требования к плану полета, направленные на обеспечение работоспособности экипажа и его нормального физического и психического состояния в течение всего полета. В них может указываться также перечень конкретных мер, необходимых для обеспечения безопасности. Плановые документы этого уровня обычно разрабатывает организация, ответственная за весь проект КА в целом и конкретную программу, основным элементом которой является данный КА. По существующей практике подобные документы называют *основными положениями по программе полета*. Они являются, по существу, заданием на полет, поэтому могут быть названы и *полетным заданием*.

К следующему так называемому *тактическому* уровню принадлежит вид планирования, которым определяют последовательность

и методы выполнения операций, приводящих к достижению заданной цели полета, порядок использования технических средств, входящих в состав системы управления полетом, программу обмена информацией между звеньями контура управления полетом.

К документам этого уровня относятся номинальный, долгосрочный и краткосрочный планы полета.

Номинальный план полета (НПП) охватывает либо весь полет, либо достаточно большую его часть (например, этап работы очередной экспедиции на орбитальной станции). Разработка НПП, как и полетного задания, проводится до начала полета или до начала той его части, которую он охватывает. НПП определяет последовательность основных операций, намечаемых к выполнению в каждые сутки полета на выбранном интервале планирования. В качестве примера приведем часть номинального плана полета орбитальной станции «Мир» на начальном этапе.

Номинальный план полета ОС «Мир» на его первом (беспилотном) этапе

1-е сутки полета:

- старт и выведение на промежуточную орбиту;
- развертывание сложенных элементов конструкции и переход бортовых систем в режим орбитального полета;
- тестовые включения основных систем, проверка герметичности корпуса и оценка работоспособности станции в различных режимах;
- тестовый маневр с увеличением средней высоты орбиты станции.

2-е сутки полета:

- выполнение маневра формирования рабочей орбиты станции;
- проверка работы системы терморегулирования в различных режимах.

3-и сутки полета:

- проверка работы системы энергоснабжения в различных режимах;
- проверка работы системы исполнительных органов.

4-е сутки полета:

- проверка режимов орбитальной ориентации;
 - проверка работоспособности резервных комплектов бортовых радиосистем.
- <...>

12-е сутки полета:

- коррекция орбиты станции;
- тестовые включения аппаратуры сближения.

13-е сутки полета:

- выведение транспортного корабля (ТК) на орбиту;
- проверка работоспособности системы управления ТК;
- выдвижение штанги стыковочного механизма ТК;
- первый двухимпульсный маневр дальнего сближения ТК со станцией.

14-е сутки полета:

- второй двухимпульсный маневр сближения ТК со станцией;
- сближение, причаливание и стыковка ТК со станцией;
- переход экипажа в станцию, перенос грузов;
- консервация ТК.

15-е сутки полета:

- расконсервация станции;
- проведение биологических экспериментов.

Полет обычно начинают в соответствии с номинальным планом, но в процессе его выполнения НПП неизбежно периодически корректируют с учетом реально складывающейся обстановки (внешних условий полета, состояния бортовых систем, экипажа, ресурсов КА, средств управления полетом, степени выполнения задач полета и т. д.). Такой оперативно измененный номинальный план будем называть *долгосрочным планом полета*. Долгосрочный план разрабатывают на оставшуюся часть полета. По форме он соответствует НПП, а его содержание в отдельные периоды номинальному плану. Он, как и НПП, разрабатывается с такой степенью под-

робности, которая необходима, чтобы учесть все основные виды планируемых работ и рассчитать необходимые ресурсы.

Следующий, более подробный вид плана тактического уровня, именуемый *краткосрочным планом полета*, основывается на данных номинального или долгосрочного плана, реальной полетной обстановке и фактическом состоянии КА в текущий момент времени. Он определяет уточненный (по отношению к номинальному или долгосрочному плану) и детализированный состав, последовательность и время проведения всех полетных операций, необходимых в ближайший период. Практика управления длительными космическими полетами показывает, что при оперативном планировании целесообразно этот период принять равным одной-двум неделям. В краткосрочном плане указывают текущие дополнительные требования и ограничения, необходимые при выполнении операций, ресурсы, процедуры, по которым должны реализовываться операции, а также состав и порядок использования средств, привлекаемых для их реализации и управления полетом в этот период. Кроме того, указывают время начала операций, требующих привязки ко времени полета, или время некоторых содержащихся в них характерных событий, если оно известно к моменту завершения разработки краткосрочного плана. Для операций, не требующих точной привязки, указывают рекомендуемое время, которое в дальнейшем уточняют при разработке детального плана. Краткосрочным планом полета кроме детализированного перечня операций и временной привязки должен также определяться и метод их выполнения с указанием роли экипажа, НКУ и БКАУ в реализации каждой.

Результаты краткосрочного планирования наряду с данными полетной обстановки учитывают при корректировке НПП или долгосрочного плана.

На основе краткосрочного плана с методиками выполнения планируемых операций, оперативных данных о реальной полетной обстановке, а также текущей баллистической информации персоналом управления полетом разрабатывается план следующего, *исполнительного*, уровня, — *детальный план полета* (ДПП), наиболее подробный руководящий документ. ДПП формируется частями последовательно на каждые сутки полета. Целесообразность выбора интервала, равного одним суткам, объясняется повторяемостью условий видимости КА с наземных станций слежения. Кроме

того, сутки – хорошо обозримый интервал времени для планирования полета с высокой степенью детализации. На этапе дополетного планирования при разработке типовых элементов плана, из которых в дальнейшем формируется детальный план, используют и более мелкие интервалы планирования, охватывающие, например, несколько витков полета.

Детальный план полета включает в общем случае следующие скоординированные компоненты (планы):

- выполнения полетных операций в целом;
- деятельности экипажа;
- обмена сообщениями между экипажем КА и ГУП;
- выполнения динамических режимов или план работы основных систем, обеспечивающих реализацию полетных операций (так называемых динамических систем, производящих наиболее важные целенаправленные изменения состояния КА);
- выдачи УВ на системы КА, а также программной информации в БКАУ;
- работы бортовых и наземных средств измерений и связи, обеспечивающих обмен разными видами информации между КА и ЦУП;
- использования разных каналов связи для обмена информацией между КА и ЦУП через наземные станции слежения;
- обмена информацией между наземными службами, участвующими в управлении полетом.

Каждый элемент указанных компонентов детального плана полета привязывается к конкретному времени в пределах планируемого периода.

Детальный план является директивным документом для наземного персонала управления полетом, строго на основе которого разрабатывают УВ, выдаваемые на бортовые системы КА, программную информацию, закладываемую в качестве задания в бортовой комплекс автоматического управления, а также указания экипажу пилотируемого КА с сопутствующей информацией. Бортовой план полета, разрабатываемый наземным персоналом для использования экипажем, содержит только первые три из перечисленных компонентов.

К плановым документам исполнительного уровня наряду с детальным планом относят и инструкции по выполнению отдельных

операций. В них содержатся подробные указания о действиях персонала управления полетом и экипажа пилотируемого КА с привязкой к циклограмме функционирования бортовых и наземных программно-технических средств, используемых для реализации выполняемой операции. В инструкциях также отражается порядок выдачи команд управления и контроля параметров бортовых систем. В ходе полета они могут корректироваться в соответствии с приобретаемым опытом и состоянием КА.

6.2. РАЗРАБОТКА ПЛАНОВ ПОЛЕТА ТАКТИЧЕСКОГО УРОВНЯ

Методы формирования планов тактического уровня (номинального, долгосрочного и краткосрочного) существенно зависят от типа КА и его назначения, а также от продолжительности полета. Для длительно функционирующих пилотируемых КА в настоящее время принята методика планирования, отработанная в полетах орбитальных станций «Салют», «Мир» и МКС. Согласно этой методике, в первую очередь на заданном интервале планирования определяют состав служебных операций и их распределение во времени в соответствии с принятыми правилами и ограничениями. Затем планируют целевые операции в рамках оставшихся ресурсов и с соблюдением следующей очередности: вначале операции, имеющие ограничения по условиям выполнения, затем операции, выполнение которых не привязано к определенным условиям и времени.

При планировании полета пилотируемого КА необходимо учитывать все факторы, влияющие на выполнение задач и безопасность экипажа. К числу таких факторов относят:

- обеспечение условий возможно более полной наблюдаемости и управляемости данного КА путем соответствующего планирования сеансов связи КА с НКУ и режимов работы его радиосистем;
- соблюдение требований к режиму труда и отдыха экипажа;
- расход ресурсов, сбалансированный с их располагаемым объемом за счет выбора рациональных режимов работы бортовых систем, типа и последовательности выполнения операций, решающих задачи планируемого периода полета;

- состояние бортовых систем и конструкции КА, влияющее на выполнение планируемых операций;
- медицинское состояние экипажа, определяющее возможности выполнения планируемых операций и в некоторых случаях предполагающее лечебные и профилактические мероприятия;
- результаты проведенной части полета, несоответствие которых плановым требует принятия мер, компенсирующих этот фактор;
- внешние условия полета, влияющие на возможность выполнения или на ожидаемые результаты планируемых полетных операций.

В процессе планирования полета, чтобы не выйти за пределы принятых ограничений (например, по энергопотреблению, расходам топлива двигательной установки, совместимости планируемых операций) разрабатываемые планы проверяют посредством математического моделирования.

Представленный выше обзор процесса планирования полета пилотируемого КА свидетельствует о высокой степени сложности из-за необходимости приведения в соответствие параметров функционирования КА и внешних условий в рамках заданных целей и установленных ограничений. Кроме того, опыт управления орбитальными станциями «Салют», «Мир» и МКС показал, что в ходе планирования полета пилотируемых КА часто возникают нештатные ситуации, требующие принятия решений о приоритете предполагаемых операций с учетом многих факторов текущего периода полета. Такие решения, как правило, носят компромиссный характер и их часто приходится принимать в условиях дефицита информации.

Ввиду указанных особенностей процесс планирования полета современных КА в настоящее время не представляется возможным полностью формализовать для автоматического выполнения. Возможна автоматическая разработка только некоторых компонентов плана. Поэтому планирование полета проводится подготовленным персоналом с помощью вспомогательных технических средств и программного обеспечения, образующих систему автоматизированного планирования полета.

Как показывает опыт, требованиям принятой методики планирования может удовлетворять некоторое ограниченное множество разработанных планов. Предложить общий (тем более числовой) пока-

затель, характеризующий качество данного плана полета, представляется затруднительным, ввиду значительного числа предъявляемых требований. При поиске приемлемых вариантов плана и проверке разработанного используют методы математического моделирования полета. Окончательная оценка качества плана, разрабатываемого наземным персоналом или экипажем, с целью выбора наиболее приемлемого варианта, осуществляется экспертным путем. Она опирается на такие требования, как стремление к максимальной степени достижения целей полета при заданном уровне безопасности экипажа, обеспеченность плана полета ресурсами, выполнимость плана (его соответствие возможностям КА, экипажа и системы управления полетом), гибкость, т. е. возможность оперативной трансформации плана с соблюдением установленных правил и ограничений при возникновении аномальных ситуаций. Выбранный таким образом наиболее приемлемый вариант принимается к реализации.

6.3. РАЗРАБОТКА ДЕТАЛЬНОГО ПЛАНА ПОЛЕТА

Как указывалось выше, интервал детального планирования полета составляет одни сутки, для орбитальных КА он разбивается на более мелкие отрезки – витки, длительность которых равна периоду обращения КА на орбите.

Можно привести следующую примерную зависимость длительности одного витка (периода обращения) от высоты орбиты:

Высота H , км	250	500	1000	1500	1700
Период T , мин	89,4	94,5	105	115,8	120,3

За начало каждого витка принимают момент прохождения КА через восходящий узел орбиты. Каждому витку присваивают сквозной номер (от начала полета) и суточный номер. За первый суточный виток принимают виток, восходящий узел которого располагается в определенном (заданном) диапазоне географической долготы. Например, в нашей практике первым суточным считается виток, долгота восходящего угла которого находится в диапазоне $-5...+17^\circ$ (район долготы Гринвича). Число витков, проходимых КА за сутки полета, зависит от высоты орбиты:

Высота H , км	285	575	900	1270	1690
Число витков в сутки	16	15	14	13	12

Трасса каждого витка с определенным суточным номером всегда проходит примерно через одни и те же географические области и зоны видимости определенных станций слежения.

Для каждого витка на детальном плане указывают зоны видимости КА с разных станций слежения с сокращенными наименованиями географических пунктов, вблизи которых они расположены, а также приводят основные параметры светотеневой обстановки – моменты пересечения КА зоны терминатора, входа в тень и выхода из нее.

При дополетной разработке типового detailного плана привязку зон видимости станций слежения к началу каждого витка осуществляют для среднего значения долготы восходящего узла этого витка, а привязку светотеневой обстановки – по ее номинальному графику. При оперативном планировании эту привязку проводят в соответствии с результатами текущих баллистических расчетов, основывающихся на измеренных значениях параметров фактической орбиты КА. В детальном плане указывают расчетное время начала и конца зоны видимости каждой станции слежения.

В разделе «Динамические режимы» detailного плана отображают порядок следования режимов работы систем КА, связанных с управлением параметрами движения КА по орбите и вокруг своего центра масс. Выполнение этих режимов обычно требует включения реактивных двигателей или других исполнительных органов системы ориентации и управления движением КА. В этом же разделе отображаются и события, связанные с основными изменениями состояния КА, формирующими фактическую циклограмму выполнения операции (например, закрытие или открытие переходных люков, переход корабля с электропитания, объединенного со станцией, на автономное, начало и окончание перекачки топлива при дозаправке двигательной установки станции).

В разделе «Работа средств измерений и связи» для каждой бортовой радиосистемы, обеспечивающей информационный обмен между КА и ЦУП, указывают название режима работы, а также номера наземных станций слежения, с помощью которых ведется информационный обмен.

В разделе «Управляющие воздействия» указывают назначение, основное содержание и вид УВ (команды телеуправления или программы и исходные данные для БВК).

На основании плана использования наземных и спутниковых каналов связи осуществляют заказ (аренду) этих каналов для управления полетом данного КА.

План подготовки и выдачи службами ЦУП и ГОГУ информации, необходимой для управления полетом, регламентирует состав и время выдачи этих данных. Он является основой для оперативного планирования работы этих служб.

В качестве исходной информации для разработки детального плана наряду с содержащейся в полетном задании и долгосрочном плане, используют также следующие материалы.

1. Подробные описания операций, включенных в состав работ на рассматриваемые сутки полета. Эти описания дают специалисту по планированию полета данные, необходимые для составления детального плана работы с учетом всех требуемых условий и особенностей выполнения операций.

2. Методики управления бортовыми системами КА.

3. При оперативном (в ходе полета) формировании детального плана – фактические данные о текущем состоянии бортовых систем, характеризующие возможность выполнения ими своих функций.

4. Данные о состоянии технических средств, входящих в систему управления полетом.

5. Баллистическую информацию на планируемые сутки полета, получаемую в ЦУП путем расчетов, исходными данными для которых служат измеренные параметры фактической орбиты полета КА.

При формировании детального плана полета, как и при разработке планов тактического уровня, персонал ГОГУ в дополнение к этой информации может использовать целый ряд оперативно получаемых исходных данных. К ним относятся, например, заключения наземных специалистов по результатам анализа полета, рекомендации медицинской организации, контролирующей состояние здоровья экипажа, данные службы радиационного контроля и прогноза, необходимые рекомендации по выполнению целевых операций научной программы.

Разработку детального плана полета целесообразно проводить в установленном порядке, указанном ниже.

В первую очередь планируют служебные операции, для которых требуется привязка к определенным суточным виткам или моменту времени. Ответственные операции, относящиеся к этой категории (например, коррекция, сближение и стыковка КА), а также любые сложные операции, выполняемые впервые, проводят на витках, имеющих достаточную продолжительность зон радиовидимости КА с наземных станций слежения (или через спутник-ретранслятор) и обеспеченных достаточным количеством каналов связи для информационного обмена между КА и ЦУП. При этом выполнение наиболее сложных элементов ответственных операций целесообразно планировать непосредственно в зонах радиовидимости, чтобы иметь возможность прямого контроля ГОГУ, для оперативной выдачи необходимых УВ. Такие меры повышают надежность управления полетом. Это особенно важно для проведения полетов уникальных несерийных аппаратов, а также КА, находящихся на стадии летной отработки.

Следующими после служебных планируют целевые операции. При этом следует иметь в виду, что многие из них должны выполняться также на определенных суточных витках, например, исследования природных ресурсов в заданных районах земного шара и некоторые геофизические. Специальная привязка операций в этих случаях связана с тем, что каждый географический район пересекается трассой полета только на определенных суточных витках.

При разработке детального плана необходимо выделить время подготовки к сложным операциям. Группа управления полетом в этот период с помощью команд управления может приводить системы КА в необходимое исходное состояние, контролировать его перед началом операций, проверять готовность технических средств управления полетом к выполнению работ.

Для операций, которые необходимо провести именно в данные сутки полета, желательно предусмотреть резерв времени в течение этих суток на повторение работ в случае невыполнения их в запланированное время.

При разработке компонент детального плана необходимо руководствоваться следующим.

В плане проведения динамических режимов вид и порядок их следования определяют принятыми методами осуществления операций и очередностью в данные сутки. Структура режимов содер-

жится в описаниях операций. В детальном плане в дополнение к структуре динамического режима приводят конкретные данные о его параметрах: время начала и длительность отдельных фаз, физические значения, например углов разворота, приращения скорости КА при маневре и т. д. При оперативной разработке детального плана значения этих параметров определяют баллистическая служба ГУП и служба обеспечения целевых операций совместно со специалистами по планированию полета.

Формирование плана работы средств измерений и связи проводится с учетом следующих факторов. Частота следования и длительность сеансов передачи с борта КА контрольной информации зависит от принятой идеологии контроля состояния и функционирования систем КА, которая обычно отражается в полетном задании. Так, если основные функции контроля возлагают на ГОГУ, то на этапах полета КА в пассивном режиме, когда включены только его постоянно работающие системы (терморегулирование, электропитание и т. п.), периодичность контроля должна быть такой, чтобы в случае возникновения на борту КА аварийной ситуации, можно было своевременно выявить ее и принять меры по ликвидации до достижения критической фазы, ведущей к необратимым последствиям. Для орбитальной станции «Салют-6» было решено проводить контроль состояния по телеметрической информации в течение пяти минут каждые 1,5...3 ч.

В активном режиме полета продолжительность сеанса передачи телеметрической информации зависит от характера операции, требований к контролю и длительности зоны радиовидимости. Например, для станций «Салют», «Мир», МКС и кораблей «Союз» и «Прогресс» при выполнении ответственных динамических операций непосредственная передача телеметрической информации планировалась в продолжение всего времени полета в зонах взаимной радиовидимости КА и НКУ. Между этими зонами проводилась ее запись на бортовые запоминающие устройства с последующим воспроизведением и передачей на Землю в зонах радиовидимости.

Возможна и такая схема, при которой основные функции контроля состояния КА и работы его систем возлагают на БКАУ. При этом частота следования планируемых сеансов непосредственной передачи телеметрической информации с КА может быть сущест-

венно сокращена (до 1–2 раз в сутки или реже). В случае обнаружения бортовой автоматикой аномалии в состоянии КА может быть осуществлен аварийный выход КА на связь с ЦУП со сбросом полного потока телеметрической информации.

Число, длительность и порядок следования сеансов радиоконтроля орбиты (РКО) определяются характеристиками используемой системы РКО и требуемой точностью измерений. Практика управления орбитальными комплексами «Салют» и «Мир», высота орбит которых лежит в диапазоне 350...400 км, показала, что необходимая точность определения параметров орбиты для всех задач управления полетом достигается при проведении внешне-траекторных измерений на трех смежных витках орбиты. Если за время двух смежных циклов измерений не было никаких операций, приводящих к возмущению орбиты, то интервал времени между этими циклами может составлять до трех суток.

Передача телевизионных изображений с борта в ЦУП планируется в зависимости от потребностей ГОГУ в служебной визуальной информации (об ориентации КА, взаимном положении двух КА при сближении и стыковке, работе механизмов и состоянии элементов конструкции), а также от требований медицинского контроля состояния космонавтов и необходимости проведения телерепортажей. Для проведения на борту КА работ, требующих телевизионного контроля, при разработке детального плана выбирают витки, на которых станции слежения, расположенные вдоль трассы полета, обеспечивают необходимое время приема ТВ-сигнала.

Планирование работы наземных средств приема и передачи информации, циркулирующей между КА и ЦУП, проводится с учетом фактических зон видимости КА со станций слежения (или через СР) и длительности связи на данном витке полета, а также исходя из фактического или прогнозируемого состояния этих средств: готовности к работе, проведения ремонтно-профилактических работ и т. д.

План выдачи управляющих воздействий на бортовые системы КА обычно имеет два уровня детализации.

Первый уровень, отражаемый непосредственно в детальном плане полета в разд. «Управляющие воздействия», определяет, какое изменение состояния КА или его систем должно быть произведено и какой источник УВ использован: ЦУП со своими радиосредствами

телеуправления или БКАУ, работа которого также может быть инициализирована ЦУП. При использовании БКАУ в детальном плане указывают, какие программы должны отрабатываться и в какое время.

Второй уровень плана УВ содержит подробную программу выдачи управляющей информации, определяющую ее состав, очередность и время. Если команды передаются с Земли, программа может быть оформлена в виде приложения к детальному плану. Последовательность команд, выдаваемых БКАУ в системы КА и логика их выдачи, содержатся в описании программ автоматического управления данным аппаратом.

Программа выдачи управляющей информации (команд управления и математического обеспечения для БКАУ) для каждого витка полета составляется следующим образом. После разработки плана УВ первого уровня, отраженного в детальном плане, определяют состав команд и последовательность их выдачи в каждом сеансе связи по методикам выполнения операций, запланированных на данные сутки полета. Затем для каждого сеанса связи задают порядок следования команд и время подачи каждой. В начале сеанса следуют команды, включающие необходимые бортовые радиосистемы в режим определенный детальным планом, в конце – соответствующие выключающие команды.

Команды, необходимые для выполнения запланированной операции, могут иметь привязку к полетному времени или к границам зоны радиовидимости КА, которая определяется расчетами или условиями выполнения операции, оговоренными в ее описании. Команды, относящиеся к конкретной операции, могут группироваться внутри сеанса отдельно и передаваться до или после команд, относящихся к другим операциям, либо в промежутках между командами других операций. В любом случае необходимо, чтобы общая последовательность была непротиворечивой, т. е. чтобы команда одной операции не оказывала воздействие, обратное воздействию команды другой операции, или чтобы эти воздействия в сумме не переводили системы КА в недопустимое состояние.

После формирования программы выдачи УВ она преобразуется к виду, воспринимаемому БВС КА, т. е. к машинным кодам. В таком виде управляющая информация поступает из ЦУП на наземные станции слежения по наземным или спутниковым линиям связи для дальнейшей передачи на борт КА по радиотракту. Для этого

управляющая информация трансформируется в так называемую командно-программную информацию (КПИ). КПИ представляет собой последовательность специально оформленных порций (массивов) данных, каждая из которых структурно состоит из служебной и функциональных частей: служебная обеспечивает передачу, прием и обработку функциональной части и контроль исполнения, функциональная отражает смысловое содержание управляющей информации.

Способ использования широкополосных каналов связи для передачи телеметрической и телевизионной информации зависит от числа и местоположения наземных станций слежения, их распределения по трассе каждого витка, количества, характеристик и стоимости имеющихся каналов связи, а также от задач, решаемых КА на данном этапе полета (т. е. от потребностей системы управления полетом в обмене информацией). Суммируя все эти факторы, специалист по планированию полета составляет план использования каналов связи, удовлетворяющий потребностям системы управления полетом и минимизированный по стоимости привлечения средств связи.

Состав информации, циркулирующей между различными службами ГОГУ, определяется на основании методик выполнения планируемых полетных операций. Время выдачи этой информации устанавливается в зависимости от ее назначения. Так, информация, являющаяся исходной для разработки детального плана (баллистическая, координаты исследуемых районов), должна выдаваться к началу работы над планом. Оперативная информация, которую нужно трансформировать в коды настройки приборов, в радиокоманды на включение программ автоматического управления КА, может поступать к специалистам по планированию уже в ходе реализации детального плана. При этом время поступления информации должно позволить провести ее необходимую обработку и составить программы выдачи радиокоманд управления, а в ряде случаев передать эти программы на станции слежения заранее для сверки программ и подготовки радиосредств станций к передаче. Передача оперативной информации на борт КА осуществляется также заблаговременно, до начала соответствующей операции. Это необходимо для контроля правильности настройки приборов КА и приема задания БКАУ.

Вследствие взаимосвязанности всех компонентов детального плана к их разработке предъявляют разнообразные, иногда противоречивые, требования, поэтому формирование детального плана происходит в несколько приближений. Число приближений во многом зависит от его сложности, а также опыта и квалификации разработчика детального плана.

До начала полета обычно составляют типовые детальные планы наиболее сложных и ответственных участков. Они формируются в предположении соответствия фактических характеристик КА и условий полета расчетным значениям или установленным статистическим нормам, тщательно отрабатываются на моделирующих средствах и служат эталоном, к которому необходимо стремиться при оперативном планировании.

6.4. ОБЩИЙ ПОДХОД К АВТОМАТИЗАЦИИ РАЗРАБОТКИ ПЛАНА ПОЛЕТА

Идея автоматизации планирования заключается в том, чтобы с помощью вычислительных средств осуществлять те процедуры процесса, для которых логика выполнения и необходимые данные могут быть достаточно просто и надежно формализованы. Выполнение процедур, требующих для своего решения большого объема разнообразных исходных данных, сложной логики обработки, эвристического подхода к поиску приемлемого варианта решения, целесообразно предоставить специалистам по управлению полетом.

Для поддержки процесса планирования специалистами ГОГУ используется система автоматизированного планирования полета (САПП). Некоторая часть процесса планирования может выполняться этой системой автоматически, основная работа ведется персоналом в интерактивном режиме.

Функционирование САПП происходит следующим образом. Программное обеспечение системы содержит алгоритмы формирования и проверки плана, базу данных планирования и математические модели полетных операций, внешних условий полета и физических процессов, протекающих в системах и конструкции корабля (рис 6.1). База данных планирования включает постоянную и переменную части, содержание которых описано в § 6.1. В БД САПП

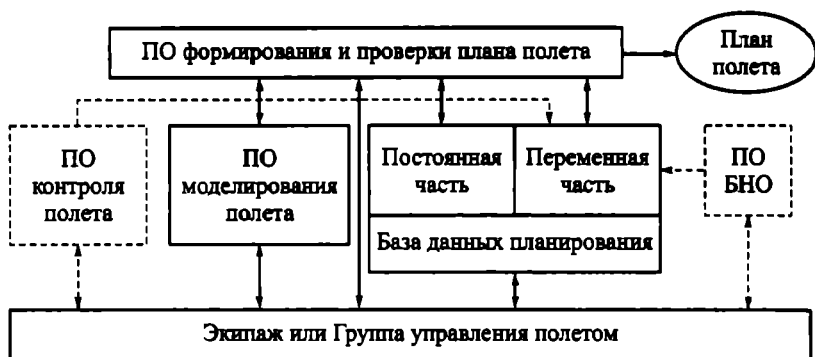


Рис. 6.1. Схема программного обеспечения системы автоматизированного планирования полета (ПО – программное обеспечение)

заложены характеристики полетных операций, режимов работы бортовых систем КА. Из вычислительного комплекса, выполняющего баллистические расчеты, в систему автоматически вводится баллистическая информация, необходимая для формирования планов полета разного уровня. Вычислительный комплекс обрабатывает и анализирует телеметрическую информацию, поступающую с борта КА. Автоматически или операторами вручную в систему вводятся данные о текущем состоянии бортовых систем КА и его ресурсов.

Специалист по подготовке плана работает с САПП в интерактивном режиме. Он вводит в САПП задание на планирование, в котором указывает тип плана (долгосрочный, краткосрочный или детальный), интервал планирования (начальная и конечная даты), перечень операций, выполняемых на этом интервале, и привязку некоторых из них ко времени. Кроме того, вводится информация о текущем состоянии и готовности к работе каналов связи и средств наземных станций слежения. После чего САПП следует полученному заданию. В соответствии с заложенными исходными данными и алгоритмами планирования система формирует основные компоненты разрабатываемого плана полета и отображает его на экране дисплея. Далее специалист вносит необходимые коррективы в план, предложенный системой автоматизированной разработки, с учетом тех особенностей текущей полетной обстановки и дополнительных данных, которые трудно формализовать для ввода в

вычислительную машину или отработка которых в алгоритме планирования не предусмотрена из-за сложности логики.

Для повышения производительности труда специалистов по планированию полета и качества и достоверности разрабатываемых ими документов используют также типовые элементы планов полета, разработанные заранее и хранящиеся в БД.

В ходе длительных полетов пилотируемых КА программное обеспечение и база данных САПП могут корректироваться, обновляться и дополняться с учетом приобретаемого опыта и фактического состояния КА.

При разработке или уточнении плана, осуществляемых специалистами, система автоматически проверяет его реализуемость и соответствие принятым правилам и ограничениям, накладываемым ресурсами КА, характеристиками его бортовых систем, возможностями системы управления полетом. Эта проверка происходит с использованием математического моделирования полета.

После завершения корректировки плана полета он запоминается системой и фиксируется, например, с помощью графопостроителя и принтера. Разработанный таким образом план обсуждается специалистами различных служб ГОГУ, после чего в него вносят окончательные уточнения, он заносится в базы данных вычислительного комплекса ЦУП и документируется на твердом носителе.

6.5. ВЛИЯНИЕ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ НА ПЛАН ПОЛЕТА

При анализе влияния нештатных ситуаций (НС) на план полета КА следует учитывать, что степень их воздействия зависит от характера нештатной ситуации, т. е. от серьезности причин, ее вызвавших, а также от того, на какой стадии развития НС была ликвидирована.

В ряде случаев нештатная ситуация не приводит к прекращению полетной операции, на фоне которой она возникла. Устранение НС при этом осуществляется выдачей УВ, нормализующих работу бортовых систем или исправляющих ошибку, допущенную при управлении.

В других случаях выполнение операции прерывается и переносится на следующий период времени, до наступления которого

должны быть приняты меры по ликвидации НС и ее последствий. В остальном план полета не меняется.

Более серьезным является случай, при котором в результате НС утрачиваются какие-либо функциональные возможности КА, вследствие чего приходится компенсировать эту утрату перестройкой плана полета, заменой одних операций другими либо отказываться от выполнения некоторых задач полета.

И, наконец, наиболее тяжелые последствия вызывают возмущающие факторы, приводящие к аварийной ситуации, при которой продолжение полета становится невозможным, а цель не достигнута.

В качестве примера такого рода аварийной ситуации можно привести два случая из практики космических полетов.

Первый возник при полете американского космического корабля «Аполлон-13», целью которого первоначально была высадка экспедиции на поверхность Луны и выполнение там программы научных исследований. В результате взрыва бака электрохимического генератора в энергетическом отсеке командного модуля корабля, происшедшего на участке полета от Земли к Луне, достижение этой цели стало неосуществимым. Наземным персоналом управления был найден способ обеспечения безопасности экипажа.

По указанию с Земли астронавты воспользовались энергетической системой лунного экспедиционного модуля, входящего в состав комплекса «Аполлон-13» наряду с командным. Цель полета была принципиально изменена – весь комплекс был переведен на траекторию возвращения к Земле. Корабль с экипажем благополучно приводнился в океане.

Второй подобный случай произошел во время полета корабля «Союз» с международным экипажем (командир корабля – гражданин России Николай Рукавишников, космонавт-исследователь – гражданин Болгарии Георгий Иванов) к станции «Салют-6». В процессе сближения корабля со станцией вышел из строя основной маршевый двигатель корабля. Сближение и стыковка корабля со станцией оказались невозможны.

Стал проблематичным и спуск корабля с орбиты, поскольку характер отказа основного двигателя был таков, что мог оказаться поврежденным и резервный двигатель. Однако резервный двига-

тель в процессе торможения корабля сработал удовлетворительно, и экипаж вернулся на Землю.

При разработке всех видов плана тактического уровня (номинального, долгосрочного, краткосрочного), а также детального плана должна учитываться возможность возникновения нештатных ситуаций, негативно влияющих на выполнение планируемых операций, жизнеспособность КА и безопасность экипажа. На этот случай предусматривают запасные варианты плана, резервы времени и ресурсы, необходимые для устранения возможных нештатных ситуаций.

Глава 7

ОСОБЕННОСТИ ПОСТАНОВКИ И МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ ОПТИМИЗАЦИОННЫХ ЗАДАЧ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ПОЛЕТОВ

7.1. ЭТАПЫ И УРОВНИ ОПТИМИЗАЦИИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ И РЕАЛИЗАЦИИ ПОЛЕТНЫХ ОПЕРАЦИЙ

Обсуждение названных вопросов может иметь конструктивный характер лишь в контексте проблем, составляющих содержание материалов второй и третьей глав настоящего пособия.

Действительно, характер и постановка соответствующих оптимизационных задач должны быть, очевидно, тесно привязаны к иерархии уровней планирования. Приоритеты стратегического уровня поиска оптимальных решений иные, нежели приоритеты более низкого по иерархии тактического уровня, к которому относят общий и детальный планы полета.

Последний, рабочий уровень планирования, на котором формируют перечни непосредственных УВ (массивов радиокоманд), а также наземные и бортовые инструкции на выполнение отдельных полетных операций внутри детального плана, практически исключает решение оптимизационных задач в их классической постановке.

Тем не менее даже на одном уровне планирования, в частности на высшем (стратегическом), постановка оптимизационных

задач будет неодинакова в зависимости от того, решается ли задача оптимизации в заданной структуре АСУ КП (оптимальное распределение располагаемых ресурсов и средств) или задача глобальной оптимизации структуры АСУ КП (оптимальный синтез).

Для тактического уровня планирования основным содержательным элементом формирования общего плана полета является рациональное размещение в интервале планирования:

- служебных полетных операций в рамках реализуемой баллистической схемы;
- целевых полетных операций, имеющих баллистические ограничения по времени выполнения (целевых операций первого типа);
- целевых полетных операций, не имеющих баллистических ограничений (целевых операций второго типа).

Размещение служебных операций является приоритетным. При этом, вообще говоря, оптимизация самих служебных операций не проводится и считается, что это прерогатива обеспечивающих служб, участвующих в разработке основных положений по полету и реализации баллистической схемы. Тем не менее знание методов оптимизации, умение грамотно применять и корректно трактовать получаемые обеспечивающими службами результаты являются как минимум не лишними и для специалистов-управленцев.

После распределения служебных операций по суткам полета определяют расход ресурсов КА, БКУ и НКУ на их выполнение.

Далее планируют целевые операции, имеющие баллистические ограничения по времени выполнения. Для орбитального комплекса к числу таких относят научные и прикладные эксперименты и исследования. Обычно их расстановка проводится, как ранее отмечалось, в «окнах», оставшихся от времени выполнения служебных полетных операций, но достаточно жестко фиксированных по определенным периодам выполнения полета. В последнюю очередь вписывают при составлении оперативного плана в оставшиеся «окна» целевые операции второго типа, которые могут быть выполнены в любые полетные сутки. При этом общий объем планируемых целевых операций должен удовлетворять ограничению по ресурсам, выделяемым на их реализацию.

Оптимизация целевых операций и введение ограничений на их выполнение, естественно, должны быть обязательным элементом планирования полета.

Не исключены ситуации, когда условия проведения особенно важных и сложных целевых операций требуют отнесения их к приоритетной группе. Это, в свою очередь, приводит к необходимости пересмотра и корректировки перечня и времени проведения служебных операций. В результате согласование критериев качества отдельных полетных операций оказывается проблематичным, а процедура разработки общего плана сводится к итерационной с неопределенным глобальным критерием, что не позволяет говорить о сколько-нибудь строгой оптимизации процесса планирования в целом.

При этом количество приближений в значительной степени зависит от корректности декомпозиции отдельных подзадач исходя из иерархии целей, стратифицированного уровня описания, уровней сложности принимаемого решения, используемых показателей и критериев эффективности (см. § 3.2).

Тогда, как указывалось ранее (см. § 3.3), возникает необходимость учета *взаимных связей* между отдельными подсистемами (подзадачами), а это практически невозможно выполнить при эвристических итерационных процедурах, связанных с простым перебором вариантов, исключаяющим невязки целевых операций с планом служебных операций.

7.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЦИОНАЛЬНОГО ОБЪЕМА ЦЕЛЕВЫХ ОПЕРАЦИЙ И ИХ РЕСУРСНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СРЕДСТВАМИ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Как следует из предыдущего параграфа, планирование целевых операций сводится к установлению рационального объема каждой из них и распределение его по суткам полета в планируемый период выполнения общего плана.

При оценке рационального объема целевых операций наиболее общей следует считать ситуацию, при которой части их возможно поставить в соответствие некоторое значение «цены» каждого ее повторения (народно-хозяйственные и прикладные задачи и эксперименты), а другой части – нет (фундаментальные научные исследования и эксперименты).

Для подобных ситуаций в существующей практике составления основных положений по полету принято [44] задавать значение экономического эффекта $W_{\text{зад}}$ выполнения части целевых операций, а ресурсы, остающиеся неизрасходованными после их выполнения, распределять для целевых операций, не приводящих к получению непосредственного экономического эффекта.

Итерационная процедура определения рационального объема целевых операций, соответствующая $W_{\text{зад}}$, осуществляется методами линейного программирования.

После определения требуемого объема и числа повторений каждой i -й целевой операции ($i = 1, \dots, n$) при относительно жестко фиксированных приоритетных служебных операциях проводится распределение целевых операций первого и второго типа. Начинают с операций первого типа. Каждую такую операцию размещают в непересекающейся части ее «окон». Распределенные операции образуют соответствующий массив. Если при этом реализуется требуемое число повторений, то планирование этого вида полетных операций заканчивается. Затем в промежутках, не занятых служебными операциями с баллистическими ограничениями, размещают массив операций, которые могут быть выполнены без привязки к конкретным суткам полета.

Соответствующее планирование использования средств НКУ должно гарантировать обмен всеми видами полетной информации, что достигается закреплением и оптимальным распределением ресурсов наземных средств.

Оптимальное планирование работы наземных средств и обеспечивающих подсистем сводится к подготовке и принятию директивного документа по действиям в течение фиксированного временного интервала исходя из глобальной цели функционирования системы, а также к выбору методов для достижения этой цели.

Постановка задачи планирования при этом заключается в следующем. Вводится обобщенная характеристика системы, являющаяся функцией ее состояния $W(\theta)$.

Под состоянием системы θ понимается совокупность параметров, отражающих в любой момент времени ее функционирование. Прогнозируемое значение $W(\theta)$ на интервале $[t_0, t_N]$ называют ее

плановым состоянием $W^*(\theta)$, если параметры состояния приняли статус директив для системы θ .

Плановое состояние целесообразно представлять [97] в виде динамического ряда $W^*(t_j)$ на плановом интервале $[t_0, t_N]$, где t_j – момент времени, в который осуществляется контроль состояния, причем $t_0 \leq t_j \leq t_N$.

Пусть на период $[t_0, t_N]$ определено множество заявок $\Gamma = \{\Gamma_j | j = \overline{1, N}\}$ на проведение сеансов связи с КА, множество ожидаемых результатов $\tilde{\Gamma} = \{\tilde{\Gamma}_j | j = \overline{1, N}\}$ и множество ресурсов НКУ $\mathfrak{R} = \{\mathfrak{R}_i | i = \overline{1, m}\}$. Каждая заявка $\Gamma_j \in \Gamma$ и каждый результат $\tilde{\Gamma}_j \in \tilde{\Gamma}$ характеризуются набором допустимых значений $\Gamma_j^\partial \in \Gamma$ и $\tilde{\Gamma}_j^\partial \in \tilde{\Gamma}$. Формально процесс планирования ресурсов НКУ можно представить в виде ультраоператора (методики) [99] $\hat{G}_{\text{пл}}$, на вход которого поступает информация I о множествах $\Gamma, \Gamma^\partial, \tilde{\Gamma}, \tilde{\Gamma}^\partial, \mathfrak{R}$, а на выходе формируются значения параметров планового состояния $W^*(t_j)$ системы θ :

$$\hat{G}_{\text{пл}} : I(\Gamma r \tilde{\Gamma}, \mathfrak{R}) \rightarrow W^*(t_j); \quad (7.1)$$

$$W^*(t_j) = (\Gamma^* r \tilde{\Gamma}^*) r \mathfrak{R}^*. \quad (7.2)$$

Здесь через r обозначены бинарные отношения соответствия на множествах $\Gamma \times \tilde{\Gamma}$, $\Gamma^* \times \tilde{\Gamma}^*$ и $(\tilde{\Gamma}^* \times \tilde{\Gamma}^*) \times \mathfrak{R}$, устанавливаемые в ходе построения плана, а через $\tilde{\Gamma}^*, \mathfrak{R} \tilde{\Gamma}^*$ и $\tilde{\Gamma}^*$ – множества заявок, ресурсов и ожидаемых результатов, значения которых являются оптимальными в отношении выбранных критериев эффективности построения плана.

Введем в рассмотрение оператор, реализуемый через конкретную методику $\tilde{g}$, принадлежащую $\{\tilde{G}\}$, и осуществляющий упорядочение элементов множества $\{\Gamma r \tilde{\Gamma}\}$:

$$\bar{g}: \{\Gamma r \tilde{\Gamma}\} \rightarrow \{\tilde{G}\}, \quad (7.3)$$

где $\{\tilde{G}\}$ – множество элементов, линейно упорядоченных отношением больше–равно на множестве вещественных чисел.

Задача оптимизации состояния $W^*(\theta)$ заключается [97] в следующем. Заданы оператор $\bar{g}$ и семейство $\{\Gamma^R r \tilde{\Gamma}^R\}$ множеств $\{\Gamma^R r \tilde{\Gamma}^R\} \subseteq \{\Gamma r \tilde{\Gamma}\}$ заявок Γ_i и результатов $\tilde{\Gamma}_i$, где $\{\Gamma^R r \tilde{\Gamma}^R\}$ – множество заявок и результатов, обеспеченных ресурсами $\mathcal{R}$ на отрезке $[t_0, t_N]$. Необходимо найти такое множество $\{\Gamma^* r \tilde{\Gamma}^*\}$ из семейства множеств $\{\Gamma^R r \tilde{\Gamma}^R\}$, чтобы для всех множеств $\{\Gamma', \tilde{\Gamma}'\} \subseteq \{\Gamma r \tilde{\Gamma}\}$, отличных от $\{\Gamma^* r \tilde{\Gamma}^*\}$, выполнялось следующее условие: $\bar{g}(\Gamma^*, \tilde{\Gamma}^*) > \bar{g}(\Gamma', \tilde{\Gamma}')$.

Планирование использования ресурсов $\mathcal{R}$ проводится в условиях неполной информации о множестве заявок Γ , ограничений и конфликтов, поэтому для сохранения устойчивости системы к возмущениям при закреплении ресурсов $\mathcal{R}$ за множеством $\Gamma r \tilde{\Gamma}$ необходимо предусматривать создание определенного резерва.

Реальное состояние системы $W(\theta)$ в силу технических и технологических возмущений может отличаться от планового. В зависимости от значения расхождения либо его корректируют подсистемами до планового состояния $W^*(\theta)$, либо формируют управление в целях уменьшения рассогласования, либо и то и другое одновременно.

Планирование ресурсов НКУ представляет собой в общей постановке задачу исключительной сложности, поэтому при ее решении, как и ранее, целесообразно использовать подход, базирующийся на декомпозиции общей задачи на следующие подзадачи:

- оперативного планирования работы средств НКУ;
- планирования технического обслуживания НКУ;
- планирования работы автоматизированной системы обмена информацией, как обеспечивающей подсистемы.

К содержательному описанию указанных подзадач мы вернемся в гл. 8.

7.3. КРИТЕРИИ И ОСНОВНЫЕ МЕТОДЫ ОПТИМИЗАЦИИ ДЕТЕРМИНИРОВАННЫХ ЗАДАЧ ОТСЛЕЖИВАНИЯ ОПОРНЫХ ДВИЖЕНИЙ, РЕШАЕМЫХ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ СТАНДАРТНЫХ ПОЛЕТНЫХ ОПЕРАЦИЙ

В рамках настоящего обсуждения ограничимся рассмотрением подходов к решению наиболее распространенных задач параметрической оптимизации стандартных полетных операций.

В самом общем случае минимизируемый функционал, соответствующий переходному (текущему) критерию, может быть представлен в виде

$$I_T = \int_{t_0}^{t_k} \varphi[t; t_0, \mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)] dt. \quad (7.4)$$

Ограничение $\mathbf{u}(t) \in U$ без потери общности запишем как

$$|u_j| \leq 1 \quad (j = 1, 2, \dots, n). \quad (7.5)$$

Для рассматриваемой автономной системы предположим, что она управляема и наблюдаема, тогда гамильтониан задается соотношением

$$\begin{aligned} H_\psi(\psi, \mathbf{x}, \mathbf{u}) &= \varphi(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \psi^T \dot{\mathbf{x}} = \varphi(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \psi^T \mathbf{A}\mathbf{x} + \psi^T \mathbf{B}\mathbf{u} = \\ &= \varphi(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{x}^T \mathbf{A}^T \psi + \mathbf{u}^T \mathbf{B}^T \psi, \end{aligned} \quad (7.6)$$

а дифференциальное уравнение относительно сопряженных (вспомогательных) переменных имеет вид

$$\frac{d}{dt} \psi(t) = -\mathbf{A}^T \psi - \frac{\partial \varphi}{\partial \mathbf{x}}. \quad (7.7)$$

В задачах оптимального по быстродействию управления $\varphi[t; t_0, \mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)] = 1$, т. е. критерий (7.4) трансформируется в выражение

$$I = \int_{t_0}^{t_k} dt. \quad (7.8)$$

Тогда гамильтониан

$$H_\psi = E + \psi^T A x + \psi^T B u = E + x^T A^T \psi + u^T B^T \psi. \quad (7.9)$$

Векторное уравнение вспомогательных переменных и его решение имеют вид

$$\frac{d}{dt} \psi(t) = -A^T \psi(t); \quad (7.10)$$

$$\psi(t) = e^{-A^T t} \psi(0). \quad (7.11)$$

Поскольку вектор управления u входит лишь в последнее слагаемое гамильтониана, задача сводится к минимизации только одного этого члена.

Определив значение производной $\partial H_\psi / \partial u$, после подстановки значения $\psi(t)$ из (7.11) получим, что гамильтониан достигает минимума, если оптимальное уравнение удовлетворяет необходимому условию

$$u^\circ(t) = -\text{sign } B^T \psi^\circ(t) \quad (7.12)$$

или

$$u_j^\circ(t) = -\text{sign } q_j^\circ(t) \quad (j = 1, 2, \dots, r). \quad (7.13)$$

Приведенный закон управления, задаваемый зависимостями (7.12) и (7.13), представляет собой кусочно-непрерывную функцию, принимающую значение $u_j^\circ = +1$ или $u_j^\circ = -1$ ($j = 1, 2, \dots, r$) в зависимости от решения сопряженной системы. Оптимальное управление в форме явной функции времени находим, если из-

вестна зависимость $\psi^\circ(t)$. Для чего требуется определить начальное $\psi(0)$ и конечное $\psi(t_k)$ условия, которые в общем случае являются нелинейными функциями граничных условий $x(0)$ и $x(t_k)$ и не могут быть получены заранее.

Учитывая, что решение подавляющего большинства задач управления связано с необходимостью поиска законов, минимизирующих энергетические затраты, отдельно остановимся на постановке таких задач.

Пусть требуется определить оптимальное управление $u^\circ(t)$, переводящее автономную линейную систему из начального $x(0)$ в конечное состояние $x(t_k)$, при котором функционал

$$I = \int_0^{t_k} \sum_{j=1}^r |u_j(t)| dt \quad (7.14)$$

принимал бы минимальное значение. Используя (7.14), запишем

$$I(u) = \sum_{j=1}^r \int_0^{t_k} |u_j(t)| dt = u^T \text{sign} u(t). \quad (7.15)$$

Соответственно гамильтониан рассматриваемой задачи

$$\begin{aligned} H_\psi &= u^T \text{sign} u + \psi^T A x + \psi^T B u = \\ &= u^T \text{sign} u + x^T A^T \psi + u^T B^T \psi. \end{aligned} \quad (7.16)$$

Дифференциальное уравнение сопряженных переменных и векторное уравнение его решения для данного случая будут совпадать с выражениями (7.10) и (7.11).

Минимизация функционала отвечает условию минимума выражения

$$u^T(t) \text{sign} u(t) + u^T(t) B^T \psi(t) = u^T(t) [\text{sign} u(t) + q(t)]. \quad (7.17)$$

При этом

$$u_j^{\circ}(t) = \begin{cases} -\text{sign } q_j^{\circ}(t), & \text{если } q_j^{\circ}(t) \geq 1; \\ 0, & \text{если } q_j^{\circ}(t) \leq 1. \end{cases} \quad (7.18)$$

Следовательно, управление, минимизирующее расход топлива, задается кусочно-непрерывной функцией, принимающей значения $u_j^{\circ} = +1$, $u_j^{\circ} = 0$ или $u_j^{\circ} = -1$ в зависимости от решения сопряженной системы.

В рамках детерминированной постановки задач оптимального управления данный краткий обзор завершим обсуждением путей определения вида и коэффициентов оптимального закона управления для линейного нестационарного объекта при квадратичном критерии качества смешанного типа (общий случай).

Пусть управляемый на отрезке $[t_0, t_k]$ объект описывается линейным дифференциальным уравнением вида (5.28), а в качестве критерия рассматривается критерий смешанного типа (5.17).

Функция Гамильтона с учетом вида критерия качества и уравнения состояния записывается в форме

$$H = (\mathbf{x}^T \mathbf{Q}_1 \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{Q}_2^{-1} \mathbf{u}) + \boldsymbol{\psi}^T (\mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{B} \mathbf{u}), \quad (7.19)$$

где для упрощения записи опущено время как аргумент соответствующих функций.

Вектор вспомогательных переменных, определяемый из сопряженной системы, задается в форме

$$\dot{\boldsymbol{\psi}} = -2\mathbf{Q}_1 \mathbf{x} - \mathbf{A}^T \boldsymbol{\psi} \quad \text{при} \quad \boldsymbol{\psi}(t_k) = 2\mathbf{Q}_0 \mathbf{x}(t_k), \quad (7.20)$$

а уравнение управления приобретает вид

$$\frac{\partial H}{\partial \mathbf{u}} = \mathbf{B}^T \boldsymbol{\psi} + 2\mathbf{Q}_2^{-1} \mathbf{u} = 0. \quad (7.21)$$

Из (7.21) следует, что оптимальное управление

$$u^0 = -\frac{1}{2} Q_2 B^T \psi. \quad (7.22)$$

Подставив полученный результат в исходную систему уравнений состояния объекта, найдем

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x} = \mathbf{A} \mathbf{x} - \frac{1}{2} \mathbf{B} Q_2 \mathbf{B}^T \psi; \quad \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0. \quad (7.23)$$

Получена система уравнений (7.23) и (7.20), позволяющая найти линейное соотношение между состоянием $\mathbf{x}$ и соответствующей сопряженной переменной ψ в форме

$$\psi(t) = 2\mathbf{X}(t) \mathbf{x}(t), \quad (7.24)$$

где $\mathbf{X}(t)$ – некоторое обобщенное матричное преобразование; ψ и $\mathbf{x}$ – векторные функции, удовлетворяющие уравнениям (7.20) и (7.23). Множитель 2 введен в уравнение (7.24) для того, чтобы исключить появление дробей при последующей записи получаемых соотношений.

Продифференцировав по t уравнение (7.24), получим

$$\dot{\psi} = 2\dot{\mathbf{X}} \mathbf{x} + 2\mathbf{X} \dot{\mathbf{x}}. \quad (7.25)$$

Подстановка (7.25) и (7.20) с учетом (7.23) дает после соответствующих преобразований

$$2(\dot{\mathbf{X}} + \mathbf{X}\mathbf{A} + \mathbf{A}^T \mathbf{X} - \mathbf{X}\mathbf{B} Q_2 \mathbf{B}^T \mathbf{X} + \mathbf{Q}_1) \mathbf{x} = 0. \quad (7.26)$$

Поскольку требуется найти преобразование $\mathbf{X}(t)$, справедливое для любого $\mathbf{x}(t)$, условие (7.26) будет удовлетворено, если матрица коэффициентов при $\mathbf{x}$ тождественно равна нулю. Это произойдет, очевидно, при значениях $\mathbf{X}$, удовлетворяющих дифференциальному уравнению

$$\dot{X} = -XA - A^T X - Q_1 + XBQ_2B^T X, \quad (7.27)$$

называемому матричным уравнением Риккати.

Граничные условия для его решения однозначно следуют из (7.23), (7.24) и (7.20). Учитывая, что $\psi(t_k) = 2Q_0 x(t_k)$, получим $X(t_0) = Q_0$. Тогда, имея в виду (7.27), вследствие симметрии Q_0 найдем, что и матрица $X(t)$ симметрична при всех значениях t .

Данное обстоятельство приводит к следующему выражению для оптимального управления

$$u^0 = -Q_2 B^T X x, \quad (7.28)$$

где переменные по времени компоненты матрицы X находятся интегрированием в обратном времени уравнения Риккати (7.27). Можно показать при этом, что решения сходятся к постоянным значениям. Эти значения в принципе могут быть найдены из нелинейного алгебраического уравнения

$$XA + A^T X + Q_1 - XBQ_2B^T X = 0, \quad (7.29)$$

но в общем случае предпочтительнее интегрирование дифференциальных уравнений вида (7.27). Следует помнить, что возможность получения аналитического решения матричного алгебраического уравнения Риккати открывает широкие перспективы для достаточно простого, не требующего значительных затрат, исследования допустимых вариантов настройки оптимального регулятора при варьировании исходных данных в больших пределах. Поэтому целесообразно установить условия, при которых такое решение возможно.

Предварительно отметим, что матрица X , представляющая собой единственное положительно определенное симметричное решение уравнения (7.29), может быть получена, только если определитель матрицы B не равен нулю.

В силу того, что B и Q_2 имеют обратные матрицы и BQ_2B^T симметрична, всегда можно найти квадратную матрицу D , имеющую обратную матрицу и удовлетворяющую условию

$$\mathbf{BQ}_2\mathbf{B}^T = \mathbf{D}^T\mathbf{D}. \quad (7.30)$$

Тогда, подставив условие (7.30) в уравнение (7.29), найдем

$$\begin{aligned} \mathbf{Q}_1 + \mathbf{A}^T\mathbf{D}^{-1}(\mathbf{D}^T)^{-1}\mathbf{A} = \\ = \mathbf{A}^T\mathbf{D}^{-1}(\mathbf{D}^T)^{-1}\mathbf{A} - \mathbf{A}^T\mathbf{X} - \mathbf{XA} + \mathbf{XD}^T\mathbf{X}^T. \end{aligned} \quad (7.31)$$

Полагая далее, что левая часть выражения (7.31) является положительно определенной, также можно найти матрицу $\mathbf{F}$, для которой

$$\mathbf{Q}_1 + \mathbf{A}^T\mathbf{D}^{-1}(\mathbf{D}^T)^{-1}\mathbf{A} = \mathbf{F}^T\mathbf{F}. \quad (7.32)$$

Подстановка (7.32) в (7.31) дает

$$\mathbf{F}^T\mathbf{F} = [(\mathbf{D}^T)^{-1}\mathbf{A} - \mathbf{DX}]^T[(\mathbf{D}^T)^{-1}\mathbf{A} - \mathbf{DX}]. \quad (7.33)$$

Поскольку $\mathbf{X}$ – симметричная матрица, из выражения (7.33) имеем

$$\mathbf{X} = \mathbf{D}^{-1}[(\mathbf{D}^T)\mathbf{D}^{-1}\mathbf{A} + \mathbf{F}]. \quad (7.34)$$

Так как каждая из вновь введенных матриц содержит $m = 0,5n(n-1)$ произвольных параметров, их выбор следует провести из условия обеспечения симметричности и положительной определенности матрицы $\mathbf{X}$ независимо от того, что в общем случае матрица $\mathbf{A}$ может и не быть положительно определенной или симметричной. Задавшись m параметрами одной матрицы, можно получить m уравнений для определения m параметров другой матрицы. Если это получилось, то матрица $\mathbf{X}$, определяемая выражением (7.34), является правильным симметричным положительно определенным решением.

7.4. КРИТЕРИИ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ПОСТАНОВКИ ИГРОВЫХ (КОНФЛИКТНЫХ) ЗАДАЧ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ПОЛЕТНЫХ ОПЕРАЦИЙ

Критерием целесообразности постановки *игровых (конфликтных) задач* и использования *теоретико-игровых методов* исследования служит наличие неопределенного уровня информированности в отношении факторов и внешних условий, сопутствующих рассматриваемым процессам управления. В зависимости от конкретного типа указанной неопределенности в игровых задачах оптимизации могут быть выделены следующие проблемы:

- конфликтные (как правило, неантагонистические);
- управления при существовании неопределенной помехи, действующей на вход системы;
- управления по информации о текущем состоянии, недостаточной для вычисления вероятностного распределения этого состояния.

В задачах, относящихся к первой проблеме, игра между *противоборствующими* сторонами присутствует явно. В задачах, относящихся ко второй и третьей проблемам, целенаправленное противодействие, вообще говоря, отсутствует. Однако и при их решении есть смысл полагать, что в формировании неблагоприятных факторов принимает участие некая *противоборствующая* сила, под которой, в частности, может пониматься *природа*. Таким образом, и здесь складывается игра между сторонами, имеющими противоположные интересы.

Одна из наиболее распространенных причин неполноты информированности объектов игры связана с невозможностью использования априорной информации. В частности, могут быть неизвестны динамические параметры, входящие в исследуемые уравнения движения. В совокупности с ошибками измерений вектора состояния игры и ненаблюдаемостью отдельных текущих параметров движения указанная причина приводит к необходимости постановки *задачи управления объектами в конфликтной ситуации по неполной информации*.

Факторы, определяющие неполноту информации, можно условно подразделить на внутренние и внешние.

Внутренние факторы обусловлены:

- шумами в измерительной и формирующей аппаратуре системы;
- ограничениями, накладываемыми на измерения компонентов вектора состояния;
- запаздыванием и дискретностью процесса определения состояния объектов игры;
- неточностью обработки сигналов управления и ограниченной эффективностью исполнительных органов.

Внешними причинами неполноты информации являются разного рода искусственные и естественные внешние помехи.

Теория игр с неполной информацией разработана в настоящее время значительно слабее, чем теория игр с полной информацией. Особенно это касается дифференциальных игр. Как и при стохастическом управлении линейной системой, отыскание оптимальной стратегии в игре с неполной информацией заключается в решении двух относительно самостоятельных задач:

- оптимального наблюдения, ставящего целью оценку вектора состояния игры и динамических параметров систем, необходимых для выработки оптимального решения;
- оптимального управления на основе полученной информации с учетом ее стохастического характера.

Все это дает основание для формулировки некоторых обобщений, касающихся причин возникновения *неполноты информации* о состоянии системы. Выделим два главных фактора:

- невозможность измерения возмущений η_1 , действующих на систему в процессе ее управляемого движения;
- отсутствие прямого канала измерения полной совокупности компонентов вектора состояния x при возможности измерения лишь некоторой функции x с определенной погрешностью η_2 .

В отношении η_1 и η_2 будем полагать, что о них неизвестно ничего, кроме принадлежности некоторым множествам ($\eta_1 \in N_1$; $\eta_2 \in N_2$). Данное обстоятельство является побудительной причиной для перехода к игровой постановке задачи синтеза оптимального управления. В качестве критерия оптимальности целесообразно использовать терминальный критерий, поскольку управляемая сис-

тема со смешанным критерием качества легко может быть сведена к системе с терминальным введением дополнительной переменной.

Состояние рассматриваемой системы представим в общем виде следующей математической моделью:

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \mathbf{f}[t; \mathbf{x}, \mathbf{u}(t, \mathbf{y}), \boldsymbol{\eta}(t, \mathbf{x})]; \quad (7.35)$$

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{g}[t; \mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}(t, \mathbf{x})]. \quad (7.36)$$

Используя далее подход [48], разработанный В.Ф. Кротовым и В.И. Гурманом, введем в рассмотрение [36] множество D , содержащее совокупности из четырех функций

$$\omega = [\mathbf{x}(t); \mathbf{y}(t); \mathbf{u}(t, \mathbf{y}); \boldsymbol{\eta}(t, \mathbf{x})], \quad (7.37)$$

заданных на T , где $T = [t_0, t_k]$, $T \times X$ и $T \times Y$ соответственно.

Ставим задачу об отыскании минимума функционала $I(\mathbf{u})$ на D , другими словами, задачу об определении такой последовательности $\{\mathbf{u}_j(t, \mathbf{y}) \subset D\}$, что

$$I(\mathbf{u}_j) \rightarrow d = \inf_{D_u} \sup_{D^u} J(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}); \quad (7.38)$$

$$J(\omega) = F(\mathbf{x}(t_k)), \quad \omega \in D, \quad (7.39)$$

а D_u представляет собой проекцию множества D на множество всех функций $\mathbf{u}(t, \mathbf{y})$, т. е. отыскиваем те и только те функции $\mathbf{u}(t, \mathbf{y})$, которые отвечают множеству D , тогда как D^u — сечение множества D на фиксированном управлении $\mathbf{u}(t, \mathbf{y})$.

Обозначаем соответственно через N_x^i ограничения на состояние системы; N_u^i — ограничения на управление; N_η^i — ограничения на возмущающее воздействие. Изложенная постановка задачи отвечает постановке задачи определения оптимального управле-

ния по *гарантированному*, хотя и наихудшему, *результату*, адекватной дифференциальной игре с неполной информацией о состоянии системы и наличием в правых частях дифференциальных уравнений членов, отождествляемых со стратегиями двух объектов игры: управляемой системы, выбирающей управление $u(t, y)$ из класса допустимых управлений D_u , и *природы*, формирующей случайный фактор возмущения $\eta(t, x)$ из D_η^u при каждом u .

Представление оператора измерения в форме

$$y(t) = (x(t); \eta(t)) \quad (7.40)$$

позволяет перейти к игровой задаче управления по полной информации о состоянии системы.

Для определенности будем полагать, что измерениям подлежит

$$y(t) = (x(t); \eta^I(t)), \quad (7.41)$$

где $\eta^I(t)$ – измеряемая совокупность компонентов вектора возмущения $\eta = (\eta^I, \eta^{II})$, причем η^{II} – ненаблюдаемая часть η .

Введение в рассмотрение скалярной функции $(n+1)$ переменной $\Phi(t, x)$, определенной и непрерывной на прямом произведении $T \times X$ и имеющей непрерывные частные производные при всех t и x на $T \times X$, позволяет построить следующую конструкцию:

$$H(t; \Phi_x, x, u, \eta) = \Phi_x^T f(t; x, u, \eta), \quad (7.42)$$

где $(\Phi_x^T; \Phi_t) = \{\Phi_{x_1}, \Phi_{x_2}, \dots, \Phi_{x_n}, \Phi_t\}$ – вектор частных производных $\Phi(t, x)$ по x и t .

Запишем также

$$R(t; x, u, \eta) = H(t; \Phi_x, x, u, \eta) + \Phi_t; \quad (7.43)$$

$$G(x) = F(x) + \Phi(t_k, x); \quad (7.44)$$

$$P(t; x) = \inf_{\eta^I} \sup_u \inf_{\eta^{II}} R(t; x, u, \eta) = \inf_{\eta} R[t; x, u^o(t, x, \eta^I), \eta]. \quad (7.45)$$

Как следует из [48], управление $u^o(t, x, \eta^1)$ будет оптимальным, если существует такая функция $\varphi(t, x)$, что

$$P(t; x) = C(t); \quad (7.46)$$

$$G(x) = C_1. \quad (7.47)$$

При этом функция $\varphi(t, x)$ выбирается из класса Φ^a функций $\varphi(t, x)$, обладающих оговоренными ранее свойствами непрерывности и дифференцируемости, а также таких, что функция $R(t, x, u, \eta)$ определена и непрерывна всюду на N и, кроме того, определены и непрерывны на соответствующих множествах минимаксы

$$\begin{aligned} & \sup_x \inf_y \sup_u \inf_{\eta} R(t, x, u, \eta); \\ & \inf_y \sup_u \inf_{x, \eta} R(t, x, u, \eta); \\ & \sup_{x, y} R[t; x, u(t, y), \eta]; \sup_x \inf_y R[t; x, u(t, y), \eta]; \\ & \inf_{x, y} R[t; x, u(t, y), \eta]; \\ & \sup_u \inf_{x, \eta} R(t; x, u, \eta). \end{aligned}$$

Для выполнения условия непрерывности перечисленных минимаксов достаточно, чтобы N было замкнутым ограниченным множеством с непрерывными сечениями [48].

Отметим, что входящие в зависимости (7.46) и (7.47) C_1 и $C(t)$ представляют собой соответственно произвольную константу и произвольную интегрируемую функцию. Далее, учитывая (7.42), (7.43) и (7.45), нетрудно установить, что равенство (7.46) является уравнением в частных производных относительно функции $\varphi(t, x)$. Равенство же (7.47) представляет собой начальное условие при $t = t_k$ для указанной функции. Если положить $C(t) = C_1 = 0$, то уравнение (7.46) с точностью до знака совпадает с уравнением Р. Айзекса [25] для дифференциальных игр, описывающим достаточное

условие оптимальности управления, а функция Φ при соответствующих условиях является ценой игры.

При этом уравнения (7.46) и (7.47) принимают вид

$$\inf_{\eta^I} \sup_u \inf_{\eta^{II}} \left[\left(\frac{\partial \Phi}{\partial \mathbf{x}} \right)^T \mathbf{f}(t, \mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}) + \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right] = 0; \quad (7.48)$$

$$\Phi[t_k, \mathbf{x}(t_k)] = -F(\mathbf{x}(t_k)). \quad (7.49)$$

Однако в отличие от построений Айзекса здесь зависимость (7.48) остается справедливой при несколько более общих предположениях. По крайней мере, не требуется выполнения равенства

$$\sup_u \inf_{\boldsymbol{\eta}} H(t; \mathbf{x}, \Phi_{\mathbf{x}}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}) = \inf_{\boldsymbol{\eta}} \sup_u H(t; \mathbf{x}, \Phi_{\mathbf{x}}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}). \quad (7.50)$$

Запись (7.48) при различных условиях информированности будет характеризовать, вообще говоря, разные формы математических моделей исследуемых процессов, поскольку для этих условий порядок операций максимизации и минимизации по компонентам $\mathbf{u}$ и $\boldsymbol{\eta}$ неодинаков. Только когда при всех t и $\mathbf{x}$ выполняется условие (7.50), выражение для $P(t, \mathbf{x})$ во всех случаях информационного обеспечения тождественно, иначе говоря, информация об управлении не имеет цены.

Итак, оптимальное управление в рассматриваемом случае находится как результат решения уравнений (7.48) и (7.49), причем будучи функцией текущего состояния оно не зависит от начальных условий. Заметим, что в общем случае получить аналитическое решение для выражения $\mathbf{u}^0$ не представляется возможным. Если его и удастся получить, то лишь в отдельных частных случаях.

Фиксация начальных условий для найденного закона управления позволяет выделить оптимальную стратегию среди множества допустимых управлений, которая существует (по крайней мере, в случае невозмущенных систем) и отыскивается в рамках обсуждаемого подхода в классе программ $\mathbf{u} = \mathbf{u}(t)$.

Будем полагать, следуя [48], что правые части уравнений (7.35) имеют вид

$$\mathbf{f}(t; \mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}) = \mathbf{f}'(t; \mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{f}''(t; \mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}). \quad (7.51)$$

Кроме того, введем дополнительные ограничения на рассматриваемые функции и множества. В частности, положим, что функция $\mathbf{f}(t; \mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta})$ непрерывна и непрерывно дифференцируема в точках оптимальной траектории, функция $F(\mathbf{x})$ непрерывна и дифференцируема при $\mathbf{x} = \mathbf{x}(t_k)$, множество N' представляет собой прямое произведение $N'_x \times N'_u \times N'_\eta$ и, наконец, что при всех $t \in (t_0, t_k)$ $\mathbf{x}(t)$ – внутренняя точка N'_x .

По существу, (7.51) отвечает наличию *седловой точки в игре*, тогда оптимальное управление не зависит от $\boldsymbol{\eta}^1$ и гипотез информированности о возмущении.

Обозначим

$$\boldsymbol{\psi}(t) = \boldsymbol{\varphi}_x(t; \mathbf{x}(t)) \quad (7.52)$$

и введем в рассмотрение функцию

$$H(t; \boldsymbol{\psi}, \mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}) = \boldsymbol{\psi}^T(t; \mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}) = H' + H'', \quad (7.53)$$

где

$$H' = \boldsymbol{\psi}^T \mathbf{f}'(t; \mathbf{x}, \mathbf{u}); \quad H'' = \boldsymbol{\psi}^T \mathbf{f}''(t; \mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}).$$

Тогда

$$R(t; \mathbf{x}(t), \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}) = H(t; \boldsymbol{\psi}(t), \mathbf{x}(t), \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}) + \boldsymbol{\varphi}_t(t; \mathbf{x}(t)).$$

Согласно изложенным выше предположениям функции $\boldsymbol{\psi}(t)$, $\mathbf{x}(t)$, $\mathbf{u}(t)$ и $\boldsymbol{\eta}(t)$ могут быть найдены в результате решения краевой задачи для системы дифференциальных уравнений порядка $2n$, аналогичной уравнениям принципа максимума Понтрягина:

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\psi}} + \mathbf{H}_x(t; \boldsymbol{\psi}, \mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}) &= 0; \\ H'(t; \boldsymbol{\psi}, \mathbf{x}, \mathbf{u}) &= \sup_{\mathbf{u}} H'(t; \boldsymbol{\psi}, \mathbf{x}, \mathbf{u}); \\ H''(t; \boldsymbol{\psi}, \mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}) &= \inf_{\boldsymbol{\eta}} H''(t; \boldsymbol{\psi}, \mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}); \end{aligned} \quad (7.54)$$

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(t; \mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}); \quad \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0;$$

$$\boldsymbol{\psi}(t_k) = -\mathbf{F}_x(\mathbf{x}(t_k)).$$

Система (7.54) применима для нахождения решения только в так называемом *регулярном случае*. Необходимым условием регулярности программы управления является выполнение требований

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \inf_{\mathbf{u}} R(t; \mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}) &= \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \sup_{\mathbf{u}} R(t; \mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}) = \\ &= \dot{\boldsymbol{\psi}} + H_{\mathbf{x}}(t; \boldsymbol{\psi}, \mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}) = 0. \end{aligned} \quad (7.55)$$

После определения оптимальной программы и $\boldsymbol{\psi}(t)$ формируют функцию $\boldsymbol{\phi}(t, \mathbf{x})$, такую, чтобы выполнялось равенство (7.52). Функция $\mathbf{u}(t; \mathbf{x})$, найденная из условия

$$H'(t; \boldsymbol{\phi}(t; \mathbf{x}), \mathbf{x}, \mathbf{u}(t; \mathbf{x})) = \sup_{\mathbf{u}} H'(t; \boldsymbol{\phi}(t; \mathbf{x}), \mathbf{x}, \mathbf{u}), \quad (7.56)$$

и будет представлять собой оптимальную стратегию.

Глава 8

ПРИНЦИПЫ ОПТИМИЗАЦИИ ПЛАНИРОВАНИЯ РАБОТЫ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ ПОЛЕТОМ*

8.1. ИСХОДНЫЕ ПРЕДПОСЫЛКИ

Следуя материалам § 7.2, задача оптимизации планирования работы НКУ АСУ КП может быть сведена к *непротиворечивой оптимизации* следующих декомпозируемых подзадач:

1) оперативного планирования, целью которого является скоординированное по времени выделение ресурсов НКУ для осуществления плановых технологических операций управления КА в соответствии с технологическим циклом управления (ТЦУ);

2) планирования технического обслуживания – формирования расписания, в котором для каждого средства НКУ указано время начала и окончания обслуживания;

3) планирования работы автоматизированной системы обмена информацией, т. е. формирования оптимального плана по показателям качества обслуживания всех допускающихся в сеть связи требований пользователей.

* Материалы главы, адаптированные к задачам управления полетом беспилотных народно-хозяйственных КА, более подробно изложены в работе [97], написанной коллективом авторов под редакцией проф. А.Г. Янчика применительно к управлению полетом орбитальных группировок специального назначения, малодоступной, к сожалению, для широкого читателя в силу ведомственной принадлежности и малого тиража.

Планирование ресурсов средств НКУ целесообразно проводить по иерархической многоуровневой схеме.

На первом уровне планируют работу бортовой аппаратуры и составляют заявки на привлечение средств НКУ по управлению полетом соответствующего КА.

На втором уровне на основе заявок первого уровня рационально распределяют ресурсы с учетом целевого использования КА. Результат планирования второго уровня – проект плана привлечения средств НКУ.

На третьем уровне осуществляется общая координация проектов плана и заявок на привлечение средств НКУ с учетом общих ресурсов, ограничений по пропускной способности и т. д. К работам этого уровня относят:

- долгосрочное планирование ресурсов;
- координационное планирование;
- доведение оперативного плана до потребителей;
- систематизацию и статистическую отработку оперативного плана;
- коррекцию оперативного плана;
- контроль выполнения оперативного плана.

Технология взаимодействия иерархических уровней определяется как содержанием и направлением основных информационных потоков, циркулирующих между уровнями планирования, так и преобразованиями информации на каждом из них.

Основные информационные потоки между уровнями подразделяют на два типа:

- от нижестоящего к вышестоящему – заявки на планирование ресурсов или коррекцию оперативного плана;
- от вышестоящего к нижестоящему – оперативный план или коррективы к нему.

Технология преобразования информации на разных уровнях планирования заключается в следующем.

1. На нижнем:

- планирование выделенных ресурсов средств НКУ на основе плана работ с КА;
- передачу заявок на ресурсы для среднего уровня планирования.

2. На среднем:

- сбор заявок нижнего уровня;
- координацию выделенных ресурсов, передачу скоординированных заявок на верхний уровень.

3. На верхнем:

- долгосрочное планирование ресурсов;
- сбор заявок от среднего (нижнего) уровня;
- координационное планирование ресурсов средств НКУ;
- систематизацию и статистическую обработку оперативного плана.

Процесс планирования и реализации плана в АС ТОУ проходит четыре этапа: начальный, предварительный, основной и реализация.

8.2. ФОРМАЛЬНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ И АЛГОРИТМИЗАЦИЯ КОНФЛИКТОВ, ВОЗНИКАЮЩИХ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ РАБОТЫ СРЕДСТВ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Важность и уникальность задач, решаемых с помощью КА и ОК, определяют повышенные требования к системам управления полетом. Выполнение одного из таких требований, например по надежности сеанса связи с КА, приводит к необходимости априорного выявления возможных препятствий при работе средств НКУ.

По сложившейся в оперативном планировании терминологии ситуация привлечения средств, при которой невозможно проведение сеансов связи с КА или возможно, но с ограничениями, принято называть конфликтной либо просто конфликтом.

К основным причинам возникновения конфликтов при планировании относят:

- общность ресурсов НКУ разных типов КА;
- незащищенность технических средств НКУ от воздействия внешней среды;
- ограниченность технических возможностей НКУ;
- необходимость периодического проведения регламентных работ;
- особенности ТЦУ КА, снижающие управляемость.

Анализ перечисленных причин свидетельствует об их объективном характере, поэтому на втором и третьем иерархических

уровнях планирования необходимо использовать процедуры определения конфликтов, их разрешения и коррекции ОП.

При составлении плана работы средств НКУ возможны конфликты следующих типов [97].

1. Простой конфликт по средству. Возникает при одновременном привлечении одного и того же средства для работы с КА разного назначения.

2. Конфликт по средству с учетом времени настройки. Возникает при последовательном привлечении одного и того же средства для работы с разными КА, когда интервал между сеансами связи меньше времени, требуемого для настройки средства к работе со следующим КА. При этом время настройки зависит только от режима работы средства в предстоящем сеансе связи.

3. Конфликт по средству с учетом его состояния. Конфликт возможен при последовательном привлечении одного и того же средства для работы с разными КА, когда интервал между сеансами связи с одним из них меньше времени завершения работы с очередным обслуживаемым КА. При этом готовность средства зависит от времени и режима предшествующей работы.

4. Простой конфликт по частоте. Возникает при одновременном привлечении на одном НИП двух различных средств с разными КА на одной частоте.

5. Межпунктовый конфликт по частоте. Возникает при одновременном использовании на разных НИП одинаковых средств для работы с разными КА на одной частоте.

6. Конфликт из-за помех от внешних источников. Происходит при работе средства на некоторой частоте в течение существования внешней помехи на той же частоте.

7. Конфликт по техническим причинам. Возникает при привлечении средства для работы, когда оно по техническим причинам неработоспособно (находится на техническом обслуживании, в ремонте).

8. Конфликт с окружающей средой. Возникает при использовании средства для работы с КА при неблагоприятных геофизических факторах (например, сильном ветре, сильной облачности, магнитной буре).

9. Конфликт по вторичным средствам. Подобный конфликт возможен при работе разных средств с КА, использующих одно-

временно одни и те же вспомогательные устройства обработки и передачи данных.

Для формализованного построения алгоритмов определения конфликтов обычно используют теоретико-множественный подход [37].

Вводятся следующие обозначения:

$A = \{a_i \mid i = \overline{1, I}\}$ – множество обслуживаемых КА;

$B = \{b_\mu \mid \mu = \overline{1, M}\}$ – множество НИП;

$Z = \{z_\lambda \mid \lambda = \overline{1, \Lambda}\}$ – множество средств НКУ;

$X = \{x_k \mid k = \overline{1, K}\}$ – множество режимов работы средств НКУ;

$T = \{t \mid t \geq 0\}$ – множество моментов времени;

$\Phi = \{\Psi_r \mid r = \overline{1, R}\}$ – множество условных номеров частот;

$C = \{c_p \mid p = \overline{1, P}\}$ – множество вторичных вспомогательных средств;

$Q = \{1, 0\}$ – множество значений булевой функции;

$N = \{n = \overline{1, \infty}\}$ – множество натуральных чисел.

На декартовом произведении $A \times N \times B \times Z \times X \times T$ определяется множество элементарных заявок

$$S = \left\{ S_{in} \mid i = \overline{1, I}; n = \overline{1, N}(i) \right\},$$

где $N(i)$ – число элементарных заявок с номером λ , рассчитываемое следующим образом:

$$S_{in} = \langle i, n, \mu, \lambda, x_k, t^n, t^k \rangle \text{ или } S_{in} = \langle \mu_{in}, \lambda_{in}, x_{in}, t_{in}^n, t_{in}^k \rangle,$$

которое следует понимать как заявку на привлечение на НИП λ -го средства связи с i -м КА связи в интервале времени (t^n, t^k) , а режим работы средства задается с помощью переменной x_k .

Определяем функцию вещественного переменного h следующим образом:

$$h(x) = \begin{cases} 1, & \text{если } x > 0, \\ 0, & \text{если } x \leq 0. \end{cases}$$

На основе введенных обозначений представляется возможным формализовать условия конфликтов.

Параметр φ_1 как функцию идентификации **конфликта первого типа** находим так:

$$\varphi_1 : S^{(2)} \rightarrow Q, \quad (8.1)$$

тогда необходимое условие конфликта первого типа примет вид

$$\varphi_1(S_{in}, S_{jm}) = 1 \Rightarrow \mu_{in} = \mu_{jm} \ \& \ \lambda_{in} = \lambda_{jm}, \quad (8.2)$$

а достаточное условие определим следующим образом:

$$\varphi_1(S_{in}, S_{jm}) = 1 \Leftarrow \tau_1(S_{in}, S_{jm}) > 0, \quad (8.3)$$

где $\tau_1(S_{in}, S_{jm}) = h(\min(t_{in}^k, t_{jm}^k) - \max(t_{in}^n, t_{jm}^n))$ – функция времени конфликта первого типа.

Аналогичным образом формализуют условия конфликтов остальных типов.

Конфликт второго типа.

Функция конфликта

$$\varphi_2 : S^{(2)} \times T \rightarrow Q. \quad (8.4)$$

Функция времени конфликта

$$\tau_2(S_{in}, S_{jm}) = h(\min(t_{in}^k, t_{jm}^k) - \max(t_{in}^n - t_{i\lambda_1}, t_{jm}^n - t_{i\lambda_2})). \quad (8.5)$$

Множество временных интервалов $t_{i\lambda_x}$, необходимых для настройки λ -го средства для работ с i -м КА,

$$T_1 = \{t_{i\lambda k} \mid i = \overline{1, I}, \lambda = \overline{1, \Lambda}, k = \overline{1, K}\}. \quad (8.6)$$

Необходимое условие конфликта

$$\varphi_2(S_{in}, S_{jm}) = 1 \Rightarrow \mu_{in} = \mu_{jm} \& \lambda_{in} = \lambda_{jm}. \quad (8.7)$$

Достаточное условие конфликта

$$\varphi_2(S_{in}, S_{jm}) = 1 \Rightarrow \tau_2(S_{in}, S_{jm}) > 0. \quad (8.8)$$

Конфликт третьего типа.

Функция конфликта

$$\varphi_3 : S^{(2)} \times T \rightarrow Q. \quad (8.9)$$

Множество временных интервалов $t_{\lambda j i \lambda x_2}$, необходимых для настройки λ -го средства для работы с i -м КА в режиме x_1 и для работы с j -м КА в режиме x_2 :

$$T_2 = \{t_{\lambda j i \lambda x_2} \mid \lambda = \overline{1, Z}; i, j = \overline{1, I, J}\}. \quad (8.10)$$

Функция времени конфликта

$$\tau_3(S_{in}, S_{jm}) = h(\min(t_{in}^x, t_{jm}^x) - \max(t_{in}^h - t_{\lambda j i \lambda k_2}, t_{jm}^h - t_{\lambda i j \lambda k_2})). \quad (8.11)$$

Необходимое условие конфликта

$$\varphi_3(S_{in}, S_{jm}) = 1 \Rightarrow \mu_{in} = \mu_{jm} \& \lambda_{in} = \lambda_{jm}. \quad (8.12)$$

Достаточное условие конфликта

$$\varphi_3(S_{in}, S_{jm}) = 1 \Leftarrow \tau_3(S_{in}, S_{jm}) > 0. \quad (8.13)$$

Конфликт четвертого типа.

Функция конфликта

$$\varphi_4 : S^{(2)} \times \Phi \rightarrow Q. \quad (8.14)$$

Множество номеров частот $\Psi_{i\lambda}$ работы средства λ с i -м КА:

$$\Phi_1 = \left\{ \Psi_{i\lambda} \mid i = \overline{1, I}, \lambda = \overline{1, Z} \right\}. \quad (8.15)$$

Необходимое условие конфликта

$$\varphi_4(S_{in}, S_{jm}) = 1 \Rightarrow \mu_{jm} = \mu_{in}, \lambda_{in} \neq \lambda_{jm}, \Psi_{i\lambda_{jm}} = \Psi_j \lambda_{jm}. \quad (8.16)$$

Достаточное условие конфликта

$$\varphi_4(S_{in}, S_{jm}) = 1 \Leftarrow \tau_1(S_{in}, S_{jm}) > 0. \quad (8.17)$$

Конфликт пятого типа.

Функция конфликта

$$\varphi_5 : S^{(2)} \times T^2 \times \Phi \rightarrow Q. \quad (8.18)$$

Необходимое условие конфликта

$$\varphi_5(S_{in}, S_{jm}) = 1 \Rightarrow \mu_{in} \neq \mu_{jn}, \Psi_{in} \lambda_{in} = \Psi_{jn} \lambda_{jn}. \quad (8.19)$$

В заявке $S_{in} \langle \mu_{in}, \lambda_{in}, x_{in}, t_{in}^n, t_n^k \rangle$ время t_{in}^n и t_{in}^k определяются зоной радиовидимости НИП μ_{in} КА. В интервале (t_{in}^n, t_{in}^k) могут существовать и ненулевые зоны радиовидимости у НИП для отличных от μ_i КА:

$$T_3 = \left\{ (t_{in}^n \mu_{jm}, t_{in}^k \mu_{jm}) \mid ij = \overline{1, I}, n = \overline{1, N(i)}, m = \overline{1, N(j)}, \mu = \overline{1, M} \right\}, \quad (8.20)$$

где $t_{in}^n \mu_{jm}, t_{in}^k \mu_{jm}$ — время входа и выхода i -го КА в зону радиовидимости μ_{jm} -го НИП.

Если ввести функцию времени конфликта

$$\tau_4(S_{in}, S_{jm}) = \max \left(h \left(\min(t_{in}^k, t_{jm}^k \mu_{in}) - \max(t_{in}^n, t_{jm}^n \mu_{in}) \right) \right), \quad (8.21)$$

то достаточное условие конфликта будет иметь вид

$$\varphi_5(S_{in}, S_{jm}) = 1 \Leftarrow \tau_1(S_{in}, S_{jm}) > 0. \quad (8.22)$$

Конфликт шестого типа.

Функция конфликта

$$\varphi_6 : S \times T \times \Phi \rightarrow Q. \quad (8.23)$$

Множество временных интервалов $t_{\tilde{\mu}\tilde{\Psi}} = (t_{\tilde{\mu}\tilde{\Psi}}^n, t_{\tilde{\mu}\tilde{\Psi}}^k)$ существования внешних помех на $\tilde{\mu}$ -м НИП на частоте $\tilde{\Psi}$

$$T_4 = \left\{ \left(t_{\tilde{\mu}\tilde{\Psi}}^n, t_{\tilde{\mu}\tilde{\Psi}}^k \right) \middle| \tilde{\mu} = \overline{1, M} \right\}. \quad (8.24)$$

Необходимое условие конфликта

$$\varphi_6 (S_{in}, t_{\tilde{\mu}\tilde{\Psi}}) = 1 \Rightarrow \mu_{in} = \tilde{\mu}, \Psi_{in\lambda} = \tilde{\Psi}. \quad (8.25)$$

Достаточное условие конфликта

$$\varphi_6 (S_{in}, t_{\tilde{\mu}\tilde{\Psi}}) = 1 \Leftarrow \tau_1 (S_{in}, t_{\tilde{\mu}\tilde{\Psi}}) > 0. \quad (8.26)$$

Конфликт седьмого типа.

Функция конфликта

$$\varphi_7 : S \times T \rightarrow Q. \quad (8.27)$$

Множество временных интервалов $t_{\hat{\mu}\hat{\lambda}}^n = (t_{\hat{\mu}\hat{\lambda}}^n, t_{\hat{\mu}\hat{\lambda}}^k)$, неготовности средства $\hat{\lambda}$ на $\hat{\mu}$ -м НИП:

$$T_5 = \left\{ \left(t_{\hat{\mu}\hat{\lambda}}^n, t_{\hat{\mu}\hat{\lambda}}^k \right) \middle| \hat{\mu} = \overline{1, M}, \hat{\lambda} = \overline{1, \Lambda} \right\}. \quad (8.28)$$

Необходимое условие конфликта

$$\varphi_7 (S_{in}, t_{\hat{\mu}\hat{\lambda}}) = 1 \Rightarrow \mu_{in} = \hat{\mu}, \lambda_{in} = \hat{\lambda}. \quad (8.29)$$

Достаточное условие конфликта

$$\varphi_7 (S_{in}, t_{\hat{\mu}\hat{\lambda}}) = 1 \Leftarrow \tau_1 (S_{in}, t_{\hat{\mu}\hat{\lambda}}) > 0. \quad (8.30)$$

Конфликт восьмого типа.

Функция конфликта

$$\varphi_8 : S \times T \rightarrow Q. \quad (8.31)$$

Множество временных интервалов $t_{\bar{\omega}}^n = (t_{\bar{\omega}}^n, t_{\bar{\omega}}^k)$ запрета работы $\bar{\lambda}$ -го средства на $\bar{\mu}$ -м НИП:

$$T_6 = \left\{ \left(t_{\bar{\omega}}^n, t_{\bar{\omega}}^k \right) \middle| \bar{\mu} = \overline{1, M}, \bar{\lambda} = \overline{1, \Lambda} \right\}. \quad (8.32)$$

Необходимые условия конфликта

$$\varphi_8 (S_{in}, t_{\bar{\mu}\bar{\lambda}}) = 1 \Rightarrow \mu_{in} = \bar{\mu}, \lambda_{in} = \bar{\lambda}. \quad (8.33)$$

Достаточное условие конфликта

$$\varphi_8 (S_{in}, t_{\bar{\mu}\bar{\lambda}}) = 1 \Leftarrow \tau_1 (S_{in}, t_{\bar{\mu}\bar{\lambda}}) > 0. \quad (8.34)$$

Конфликт девятого типа.

Функция конфликта

$$\varphi_9 : S^{(2)} \times C^{(2)} \times T^{(2)} \times Z \times X \rightarrow Q. \quad (8.35)$$

Порядок привлечения вспомогательных средств определяется множеством

$$\hat{R} = \left\{ (p, \lambda, x, t^-, t^+) \middle| p = \overline{1, P}, \lambda = \overline{1, \Lambda} \right\}, \quad (8.36)$$

причем элементы $\hat{R}_{\lambda x} = (p, \lambda, x, t^-, t^+)$ характеризуют тот факт, что для λ -го средства в X_k -м режиме работ необходимо задействовать вторичное средство p , а время t^- и t^+ суть периоды привлечения p -го средства до и после работы λ -го средства.

Введем также функцию времени

$$\tau_5 = h \left(\min (t_{in}^k + t_{pin}^+, t_{jm}^k + t_{pjm}^+) - \max (t_{in}^n - t_{pin}^-, t_{jm}^n - t_{pjm}^-) \right). \quad (8.37)$$

Тогда необходимое условие конфликта будет иметь вид

$$\varphi_9(S_{in}, S_{jm}) = 1 \Rightarrow \mu_{in} = \mu_{jm} \& \lambda_{in} \neq \lambda_{jm} \& P_{in} = P_{jm}, \quad (8.38)$$

а достаточное условие находят из выражения

$$\varphi_9(S_{in}, S_{jm}) = 1 \Leftarrow \tau_5(S_{in}, S_{jm}) > 0. \quad (8.39)$$

Разрешение конфликтов, выявленных в плане, заключается в переносе отдельных работ из конфликтующих заявок на другое время или исключением их из плана. В первом случае важно не внести в план новых конфликтов, иначе процесс координации может оказаться расходящимся. Очевидно, что изменение в заявке времени привлечения средства НКУ должно проводиться с учетом зон радиовидимости. При переносе сеанса связи внутри одного витка КА в заявке изменяют номер НИП и время привлечения средства, а при переносе сеанса связи на другой виток номер НИП может и не меняться. Для каждой конфликтной заявки можно определить множество альтернатив, не приводящих к конфликтам. Количество таких альтернатив может меняться в широких пределах в зависимости от типа КА, конфликтующего средства и конкретного варианта плана. Порядок анализа конфликтных ситуаций определяется в соответствии с количеством допустимых альтернатив для переноса работ, указанных в заявке.

На практике процедура разрешения конфликтов реализуется в виде диалога между оператором и ЭВМ. При этом считается, что на ЭВМ целесообразно возложить следующие функции:

- выявление конфликтов в плане;
- расчет возможных бесконфликтных альтернатив привлечения конфликтующих средств с учетом баллистической информации;
- упорядочение конфликтов в порядке возрастания числа допустимых альтернатив привлечения средств НКУ;
- отображение возможных вариантов разрешения конфликтных ситуаций;
- перерасчет массива конфликтов после коррекции заявок.

Оператор выступает как лицо, принимающее решение. На него возлагается функция выбора одного из вариантов разрешения конфликтной ситуации в плане, рассчитанных на ЭВМ.

8.3. РАЗРАБОТКА МЕТОДА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ОПЕРАТИВНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ РАБОТ И РЕСУРСОВ СРЕДСТВ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

В сложных организационно-технических системах, к которым относится рассматриваемая автоматизированная система технологической операции управления (АС ТОУ), оперативное управление КА подразделяется на следующие этапы:

- прогноз и формирование целевой функции КА;
- планирование работы средств НКУ;
- управление средствами при обслуживании КА.

Первый этап включает формирование целевой функции КА, являющейся основой для построения ТЦУ. На втором этапе с помощью формализованных ТЦУ вырабатывается оперативный план, который представляет собой сбалансированную по ресурсам и взаимосвязанную с ТЦУ КА совокупность ТОУ. На третьем этапе реализуется сформированный ОП целевого применения КА.

В основу метода оперативного планирования работы средств НКУ положен принцип математического моделирования, суть которого заключается в представлении ТЦУ нескольких КА и одиночного объекта как совокупности ТЦУ, проводимых на ограниченном поле ресурсов.

Под ТЦУ КА понимается совокупность типовых ТОУ, реализуемых средствами НКУ на некотором временном интервале.

Под полем ресурсов подразумевают множества «Виток – НИП – средства НКУ», которые формируют для каждого КА на основе ЗРВ НИП, оснащенности его техническими средствами с учетом их текущего состояния.

При таком подходе решение задачи оперативного планирования сводится к выбору бесконфликтного распределения средств НКУ и режимов их работы, при котором наилучшим образом обеспечивается целевое применение КА, а состав привлекаемых средств минимален.

Рассмотрим подробнее задачу оперативного планирования для системы КА [97], которую ввиду ее громоздкости декомпозируем на подзадачи:

- оперативного планирования на уровне КА;
- оперативного планирования на уровне системы либо совокупности КА.

Для решения задач введем следующие обозначения:

$A = \{a_i \mid i = \overline{1, I}\}$ – множество космических систем (КС);

$A_j = \{a_{ij} \mid j = \overline{1, J(i)}\}$ – множество КА в КС;

$B = \{b_\mu \mid \mu = \overline{1, M}\}$ – множество НИП;

$Z = \{z_\lambda \mid \lambda = \overline{1, \Lambda}\}$ – множество типов средств НКУ;

$D = \{d_k \mid k = \overline{1, K}\}$ – множество типовых операций;

$X_{ijk} = \{X_{ijk\mu\lambda\eta} \mid \eta = \overline{1, H}\}$ – множество ЗРВ для выполнения типовой

операции, где i – порядковый номер КС; j – порядковый номер КА в i -й КС; μ – порядковый номер НИП; λ – порядковый номер типа средства НКУ; k – порядковый номер типовой операции; η – порядковый номер КА.

Задаем биективное отображение множества ЗРВ на множество булевых управляющих переменных:

$$U_{ijk} = \{u_{ijk\mu\lambda\eta}\}, \quad U_{ijk} \in \{0, 1\}, \quad f_u \cap X_{ijk} \rightarrow U_{ijk}. \quad (8.40)$$

Для формирования критериев выбора планов должно быть задано множество весовых коэффициентов, биективно связанных с множеством U_{ijk} , причем

$$f_c : U_{ijk} \rightarrow c_{ijk}, \quad (8.41)$$

где $c_{ijk} = \{c_{ijk\mu\lambda\eta}\}, \quad c_{ijk\mu\lambda\eta} \in \{0, 1\}$.

Тогда общая модель планирования принимает вид

$$G_{ijk} = \sum_{\mu} \sum_{\eta} c_{ijk\mu\lambda\eta} u_{ijk\mu\lambda\eta} \rightarrow \max U_{ijk}^d, \quad (8.42)$$

где $U_{ijk}^d \subset U_{ijk}$ – множество допустимых управляющих переменных, $k \in \overline{1, K}$.

Для построения метода планирования на основе модели (8.42) следует воспользоваться схемой последовательной оптимизации, включающей такие процедуры:

- упорядочение ТОУ по степеням важности на основе ТЦУ и экспертных оценок:

$$D_{k_1} > D_{k_2} > \dots > D_{k_t}, \quad (8.43)$$

где символ $>$ суть отношение строгого порядка:

- последовательный выбор планов по типовым ТОУ;
- адаптивное изменение весовых коэффициентов в зависимости от выбранных планов по ТОУ на предшествующих шагах алгоритма.

Таким образом, для построения ОП на уровне КА необходимо решить задачи по отдельным ТОУ. Математическую модель планирования при этом можно свести к задаче линейного булевого программирования с критерием выбора плана (8.42) при следующих ограничениях:

$$\sum_{\mu \in M^d} \sum_{\eta \in H^d} u_{ij\mu\eta\lambda k} \leq \alpha^d, \quad (8.44)$$

где $u_{ij\mu\eta\lambda k} \in \{0, 1\}$; $M^d \subset M$, $H^d \subset H$ – подмножества, определяемые условиями ограничений; $d = \{1, d^{\max}\}$, $d^{\max}$ – число ограничений.

Ограничения (8.44) зависят от особенностей ТЦУ КА, связанных с используемыми схемами измерений [97].

Подмножества $U_{ijk}^* \subset U_{ijk}$ с элементами, равными единице, характеризуют планы на уровне КА, которые становятся заявками для планов на уровне КС. Эти планы формируются с помощью следующей многошаговой итерационной процедуры.

1. Проводится накопление планов по множеству КА с помощью координатора A_j и проверяется наличие среди них определяющих бесконфликтный ОП на уровне КС. Это условие является проверочным для завершения процедуры.

2. На каждом s -м шаге составления плана по КА, входящего в состав КС, формируют множества планов $\{X_{ij}^*\} = Y_{ij}^{(s)}$, которые проверяют на наличие конфликтов с другими множествами $Y_{ij}^{(s')}$, $j' = \overline{1, j(i)}$, $j' \neq j$, $s' = \overline{1, s}$ с помощью формального аппарата, приведенного в § 8.2.

3. Конфликтная ситуация по каждому плану представляется в виде структуры $\langle \text{номер плана} \{ \text{виток, НИП, средства НКУ} \} \rangle$ и передается на

нижний уровень планирования в виде координирующего воздействия для выбора нового плана с исключением данной структуры.

4. После составления на нижнем уровне бесконфликтных планов по КА осуществляется выбор плана на уровне КС на основе анализа биективного отображения

$$f_j^{kc} : \{Y_{ij}^{(s')} / s' = \overline{1, s}\} \rightarrow \Pi_{ij}, \quad j = \overline{1, J(i)}, \quad (8.45)$$

где $\Pi_{ij} = \{\pi_{iju}\}$, $\pi_{iju} \in \{0, 1\}$, $U = \overline{1, U(j)}$.

5. В соответствии с критерием выбора (8.42) для каждого плана рассчитывается значение показателя $g_j = \sum_{ij} g_{ij}$ и формируется частный критерий выбора плана на КС:

$$g_i = \sum_{jj} \sum_U r_j g_{ijk} \pi_{iju} \rightarrow \max_{\{\pi_{ij}^d / j = \overline{1, J(i)}\}}, \quad (8.46)$$

где π_{iju} – коэффициент важности КА в КС, определяемый с помощью экспертных оценок и удовлетворяющий условию $\sum_{j=1}^{J(i)} r_j = 1$, $r_j \in [1]$.

На допустимое множество управляющих переменных Π_{ij}^D , $j = \overline{1, J(i)}$, накладываются следующие ограничения:

- выбор по КА одного плана $\sum_{u=1}^{U(j)} \pi_{iju} = 1$;
- условие конфликтности $\sum_{j \in J^k} \sum_{u \in U^k} \pi_{iju} = 1$,

где подмножества J^k и U^k соответствуют номерам КА и планам по ним, зависящим от групп конфликтов.

Способ формирования ОП по процедурами 1–4 может быть использован лишь при надлежащем выборе методики решения оптимизационных задач. Наиболее предпочтительными являются методики последовательного назначения единиц и направленного перебора. Алгоритмы, построенные с помощью первой методики, обладают высокой оперативностью и являются субоптимальными.

Их использование при построении ОП позволяет:

- найти субоптимальные планы как на уровне КА, так и для КС;
- обеспечить сходимость решения при ограниченном числе итераций;
- гарантировать относительную погрешность получения плана на уровне ошибки, не превосходящей 1,5 %.

Под относительной ошибкой (погрешностью) здесь понимается величина, определяемая выражением $\delta_t = \max \left[(g_t^* - \bar{g}_t) / g_t^* \right]$, $t = \overline{1, t^{\max}}$, где t – номер решаемой задачи, g_t^* – значение показателя, соответствующее оптимальному решению; $\bar{g}_t$ – значение показателя, соответствующее субоптимальному решению. Если в результате использования алгоритмов субоптимального планирования не удастся получить решения (а они его не гарантируют), необходимо использовать методику направленного перебора, обеспечивающую наверняка нахождение оптимального плана.

Обобщенная методика оперативного планирования средств НКУ для системы КА представляется [97] в виде следующих процедур:

1) формирование начальных полей ресурсов средств НКУ для каждого КА системы;

2) построение ОП на уровне КА. Выполняется для каждого КА на поле выделенных ресурсов с учетом заданной модели типового ТЦУ из множества заранее сформированных;

3) оперативное планирование на уровне совокупности КА. Проводится поиск конфликтных ситуаций между ОП отдельных КА (прекращение в случае их отсутствия), распределение средств НКУ, ставших причинами конфликтных ситуаций, между полями ресурсов отдельных КА.

Поле ресурсов КА имеет, как указывалось, структуру «Виток – НИП – средство НКУ». Начальное поле формируется с учетом ЗРВ данного КА, оснащенности НИП, состава НКУ, плана технического обслуживания и ремонта средств НКУ. Степень пригодности сеансов связи («Виток – НИП») к выполнению типовых ТОУ, предусмотренных ТЦУ, оценивается с помощью коэффициента пригодности, определяемого выражением

$$K_{\Pi} = K_I K_{\gamma} K_R K_p, \quad (8.47)$$

где K_I , K_{γ} , K_R , K_p – коэффициенты, учитывающие длительность ЗРВ, значение угла места на параметре, состав средств НИП, и надежность его работы.

Значение коэффициента K_t задается графической зависимостью, представленной на рис. 8.1, где t_0, t_3 – время входа и выхода КА в ЗРВ соответственно; t_π – время, соответствующее минимальной дальности до КА, находящегося в ЗРВ НИП; t_1, t_2 – соответственно время входа и выхода КА в рабочую зону.

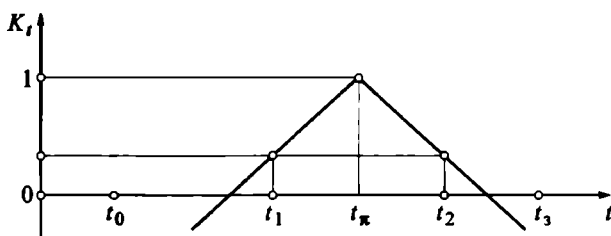


Рис. 8.1. Графическая зависимость для определения коэффициента K_t

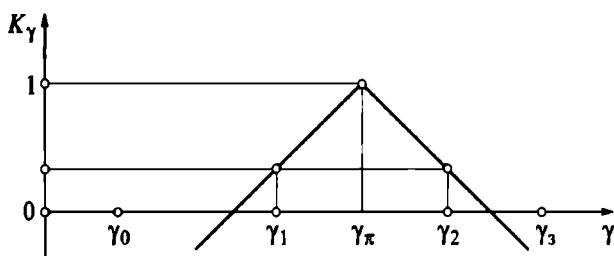


Рис. 8.2. Графическая зависимость для определения коэффициента K_γ

Значение коэффициента K_γ определяется графической зависимостью, изображенной на рис. 8.2, где γ_0, γ_3 – нулевые значения угла места; γ_1, γ_2 – допустимое значение угла места при проведении сеанса связи; γ_π – значение угла места, соответствующее минимальной дальности до КА.

Коэффициент K_p задает надежность работы НИП и учитывает вероятность выполнения им задачи в условиях воздействия на него внешней среды.

Конкретные характеристики для поиска коэффициентов K_t и K_γ , а также оценки коэффициентов K_R и K_p для каждого типа КА рассчитывают на основе экспертных оценок и задают на этапе формирования моделей ТЦУ.

Оперативное планирование на уровне отдельного КА проводится формированием плана на поле выделенных ресурсов АСУ КП с учетом заданной модели типового ТЦУ.

С целью уменьшения объема оперативного планирования на уровне отдельного КА и преодоления трудностей, связанных с описанием отношений между ТОУ, вводят понятия: технологической группы операций (ТГО) управления и технологической макрооперации управления (ТМО).

Если из множества операций $\{A\}_c$, составляющих ТЦУ отдельных КА, выделить подмножество $\{A\}_{ct} \leq \{A\}_c$ операций управления, планируемых одновременно, то $C_\Gamma = \langle \{A\}_{ct}, r_{ct} \rangle$, $r_{ct} \subset r$, $C_\Gamma \subset C$, где r – отношение между операциями; C – модель ТЦУ КА.

Примером ТГО может служить множество операций по закладке рабочей программы.

Под технологической макрооперацией управления понимают объединение ТГО на временном интервале (интервале витков), на котором ТОУ могут быть спланированы только из групп операций управления, а само объединение по своей морфологии имеет смысл законченного этапа ТЦУ:

$$C_m = \bigcup_{j=i}^K C_\Gamma, C_m \subset C. \quad (8.48)$$

Например, для ТЦУ суток посадки КА в качестве ТМО можно рассматривать следующие макрооперации:

- подготовку к выдаче разовых команд на посадку;
- выдачу разовых команд;
- контроль состояния КА после выдачи команд;
- закладку рабочей программы в случае несостоявшейся посадки.

Заметим, что при формализации ТМО, например, фреймами-понятиями [97], необходимо предусмотреть наличие фрейма-понятия, включающего следующие атрибуты: начальный и конечный витки планирования каждого ТГО и множество возможных схем ее планирования.

После составления ТГО и ТМО проводится их ранжирование с помощью отношения строгого порядка по следующим правилам:

- ТГО, соответствующие разным ТМО, не следуют друг за другом, причем ТМО, планируемые на более ранних витках, имеют высший приоритет;
- ТГО располагают в порядке убывания степени их важности.

Оперативное планирование проводится по возрастанию номеров ТГО, после чего в рамках каждой ТМО осуществляется композиция ТГО с целью максимального совмещения ТОУ по виткам и расположению НИП.

В качестве ОП ТГО выбирают такую комбинацию расположения НИП по виткам, которая удовлетворяет следующим условиям:

- расположена на интервале витков, отведенном для ТГО;
- соответствует одной из множества схем планирования данной ТГО;
- обладает максимальным из всех других возможных комбинаций показателей качества плана ТГО, который определяется соотношением

$$K_{\text{ТГО}} = K_{\text{в}} K_{\text{сх}} \prod_i K_{ri}, \quad i = \overline{1, I},$$

где $K_{\text{в}}$ – коэффициент, учитывающий относительную ценность выбора начального витка ТГО на отведенном интервале; $K_{\text{сх}}$ – коэффициент, определяющий относительную ценность выбранной из множества схемы планирования ТГО; K_{ri} – коэффициент пригодности i -го НИП к проведению типовых ТОУ данной ТГО; I – число НИП.

Конкретные значения коэффициентов задают на этапе формализации ТЦУ на основе экспертных оценок.

При композиции ОП отдельных ТГО в рамках ТМО используется алгоритм, когда при переходе из одной ТГО к другой повышается K , для тех НИП на конкретном витке, которые попали в предыдущий ОП.

При оперативном планировании на уровне системы КА осуществляется поиск конфликтных ситуаций между ОП отдельных КА и распределяются средства НКУ, ставшие причиной конфликтов, между полями ресурсов отдельных КА.

Процедура распределения средств НКУ между полями ресурсов отдельных КА основывается на понятиях идеального ОП и меры близости к идеальному.

Оперативный план считается идеальным, если он сформирован на поле ресурсов, отличающемся от начального на некоторое множество, сводимое к нулю в процессе разрешения конфликтов. Мера близости плана к идеальному определяется выражением

$$\rho = K_v \sum_j n_j, \quad (8.49)$$

где K_v – коэффициент, учитывающий относительную ценность ОП КА на заданные сутки; n_j – коэффициент, определяющий относительную ценность ОП j -го средства, входящего во множество средств, удаленных из начального поля ресурсов.

Коэффициент K_v зависит от приоритета типа данного КА и относительной ценности типового ТЦУ, в соответствии с которым формируется ОП КА на заданные сутки, а коэффициент n_j – от относительной ценности наиболее важной ТОУ, выполняемой данным средством НКУ.

Мера близости, определяемая выражением (8.49), трактуется как ущерб, нанесенный идеальному ОП в результате удаления из ресурсов средств НКУ данного КА некоторого множества средств при разрешении конфликтных ситуаций.

Процедура распределения средств НКУ между полями ресурсов отдельных КА при разрешении конфликтных ситуаций строится таким образом, чтобы обеспечить в конечном итоге равномерный ущерб для ОП каждого КА системы в результате удаления рассматриваемой совокупности средств из полей ресурсов отдельных КА.

Использование данного метода в АС ТОУ, как это следует из [97], позволяет:

- сократить число некачественных ТОУ на 9...10 %;
- повысить оперативность планирования по сравнению с ручным более чем на порядок;
- сократить число ошибок, допускаемых операторами, в 10–20 раз.

8.4. РАЗРАБОТКА МЕТОДА ПЛАНИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ СРЕДСТВ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Техническое обслуживание представляет собой комплекс операций или операцию по поддержанию работоспособности или исправности средств при эксплуатации, ожидании и хранении. Оно призвано обеспечить использование с максимальной эффективностью всех свойств и характеристик, заложенных при проектировании и производстве.

Существующая система ТО средств НКУ характеризуется следующими признаками.

1. Параметры обслуживания ТО задают централизованно для всех средств. Единственным определяемым параметром является момент начала ТО, при этом объем, периодичность и технология проведения операций, устанавливаемые эксплуатационной документацией, не меняются.

2. Принцип выведения средств КИК на ТО – территориально-административный, т. е. проводится одновременно на всех задействованных средствах данного КИК. В виде исключения допускается ТО по группам функционально связанных средств.

3. В качестве основного способа организации используют календарный. При этом различают следующие виды ТО:

- ежедневные ТО, проводятся один раз в сутки;
- ТО-1, проводится один раз в неделю;
- ТО-2, проводится один раз в месяц;
- сезонное ТО, проводится один раз в полгода.

4. При месячном и сезонном ТО средства снимают с выполнения сеансов управления.

5. Техническое обслуживание носит плановый характер, т. е. начало ТО предусматривают заранее. При этом планирование осуществляют только для тех видов ТО, которые требуют снятия средств с сеансов управления КА. Остальные выполняют в перерывах между сеансами управления либо в процессе подготовки к работе.

6. Организация и проведение ТО выполняется в несколько этапов:

- долгосрочное (годовое) планирование;
- месячное планирование;
- коррекция месячного плана;
- планирование в эксплуатирующих подразделениях;
- выполнение операций ТО;
- контроль готовности средств после ТО.

Наиболее сложным и ответственным является этап месячного планирования ТО.

Целью планирования ТО является формирование расписания, в котором для каждого заявленного средства указано время начала и конца обслуживания.

Необходимо запланировать ТО из множества $Z = \{Z_\lambda | \lambda = \overline{1, \Lambda}\}$ средств, размещенных на множестве $B = \{b_\mu | \mu = \overline{1, M}\}$ НИП, на

которых имеется множество $K = \{k_j | j = \overline{1, J}\}$ типов средств, при числе средств каждого типа $n_k, k = \overline{1, K}$, причем $\sum_k n_k = Z$.

При назначении сроков ТО обычно учитывают:

- 1) техническое состояние средств;
- 2) мероприятия системы обеспечения технической эксплуатации;
- 3) требования целевых задач в зависимости от космической обстановки на интервале планирования.

Последний фактор является главным, так как выражается в необходимости обеспечения управления всей совокупностью КА на орбитах в каждый день ТО средствами, не находящимися на обслуживании, плановых ремонтах и доработках. При этом план ТО, не обеспечивающий управляемости КА активными средствами, считается непригодным.

Второй фактор выражается в учете заявок на ТО. При этом заявки подают только на те средства, которые нуждаются в ТО на очередном интервале планирования.

Третий фактор заключается в согласовании ТО со сроками других мероприятий систем технической эксплуатации и системы обеспечения.

В зависимости от степени детализации информации о техническом состоянии и о космической обстановке возможны следующие постановки задачи планирования ТО:

$$F_1(\mathbf{x}) = \sum_{\lambda=1}^{\Lambda} \sum_{t=1}^{T_{\text{пл}}} f_{\lambda t} x_{\lambda t} \rightarrow \max, \quad \mathbf{x} \in D, \quad (8.50)$$

$$F_2(\mathbf{x}) = \sum_{t=1}^{T_{\text{пл}}} \{n_{kt}^{\text{рез}} - \bar{n}_{kt}^{\text{рез}}\} \rightarrow \min, \quad k_1 = \overline{1, K}, \quad (8.51)$$

$$F_3(\mathbf{x}) = \min_i K_{ri}^{(k)}(\mathbf{x}) \rightarrow \max, \quad k = \overline{1, K}, \quad (8.52)$$

$$F_4(\mathbf{x}) = \min_i K_{ri}(\mathbf{x}) \rightarrow \max, \quad \mathbf{z} \in D, \quad (8.53)$$

где $\mathbf{x} = \|x_{\lambda t}\|_{\Lambda}^{T_{\text{пл}}}$ – план комплекса ТО; здесь

$$x_{\lambda,t} = \begin{cases} 1, & \text{если } \lambda\text{-е средство в день } t \text{ находится на ТО;} \\ 0 & \text{в противном случае;} \end{cases}$$

$f_{\lambda,t}$ – показатель, характеризующий эффективность проведения ТО λ -го средства в день t ; $n_{\lambda}^{\text{рез}}$ – число резервных средств каждого типа в день t ; $\bar{n}_{\lambda}^{\text{рез}}$ – среднее значение резерва каждого типа средств на интервале планирования; K_{π} – коэффициент готовности в день t комплекса однотипных средств; $K_{\pi}^{(k)}(x)$ – коэффициент готовности группировки комплекса однотипных средств в день t .

В этих постановках задач:

- критерий (8.50) представляет интересы отдельных средств, при этом космическая обстановка учитывается при формировании множества допустимых планов D ;
- критерий (8.51) формирует план ТО, который уточняет число резервных средств по их типам;
- критерии (8.52) и (8.53) позволяют одновременно учитывать как состояние технических средств, так и космическую обстановку на интервале планирования.

При формировании плана ТО средств необходимо учитывать ограничения, определяемые условиями технической эксплуатации.

8.5. ОПТИМАЛЬНОЕ ПЛАНИРОВАНИЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ОБМЕНА ИНФОРМАЦИЕЙ

Автоматизированная система обмена информацией (АСОИ) предназначена для дуплексной связи между пользователями АС ТОУ в режиме пакетной коммутации.

Подсистемы и пользователи АС ТОУ подключаются к АСУ КП как абоненты, поэтому информация, передаваемая в интересах АС ТОУ, должна формироваться и обслуживаться согласно протоколам обмена, принятым в АСУ КП.

В общем случае задача планирования работы АСУ КП может быть сформулирована следующим образом: обслужить требуемое

количество заявок пользователей с наилучшим качеством (но не хуже требуемого) и учетом приоритетов.

Модель сети АСУ КП обычно представляется в виде неориентированного графа $G(X, Y)$, множество вершин которого $Y = \{y_1, y_2, \dots, y_k\}$ соответствует коммутационным центрам АСУ КП, множество дуг $X = \{(x_{ij})\}$, соединяющих вершины, – физическим соединениям между этими центрами.

Пусть для АСУ КП заданы матрица связности $X = [x_{ij}]^{k \times k}$, матрица пропускных способностей каналов $C = [c_{ij}]^{k \times k}$, матрица длин каналов $L = [l_{ij}]^{k \times k}$, матрица надежности каналов $P = [p_{ij}]^{k \times k}$. Нагрузка на АСУ КП может быть как стохастической $Q_{сл}$, так и детерминированной $Q_{дет}$, причем детерминированная нагрузка характеризуется:

- адресами пар пользователей, участвующих в обмене информацией через АСУ КП;
- временем начала передачи и объемом информации;
- приоритетом пользователей.

Пусть также для всех пользователей задана матрица приоритетов $M = [m_{st}]^{N \times N}$. Конкурировать между собой в вопросах использования ресурса АСУ КП пользователи могут ограниченно.

Требуется разработать процедуры управления распределением ресурсов АСУ КП, которые позволили бы получить

$$f(J) = \begin{cases} \max_{\{R_{соп}\}} Q & K_{реал} \geq K_{тр} \forall st \\ M(Q_{обс}) > M(Q_{необс}), \\ \max_{\{R_{доп}\}} K_{st} \forall st_{обс} \end{cases} \quad (8.54)$$

где $Q = \sum_{st}^N Q_{st}$, Q_{st} – требование st -пары пользователей; K_{st} – показатель качества обслуживания пары; $M(Q_{обс})$ – приоритет обслуживающих пар; $R_{соп}$ – ресурс АСУ КП.

В сетях связи в качестве основной функции системы управления, как правило, рассматривают функцию оперативного управления, а функции планирования уделяется недостаточно внимания. Это объясняется тем, что в коммерческих телефонных и других сетях входной поток носит стохастический характер. Для АСОИ детерминированная составляющая преобладает над случайной. Это дает возможность в процессе управления ресурсами выделить две основные функции:

- формирования плана распределения ресурсов АСОИ;
- оперативного управления.

Под оперативным управлением здесь понимается управление, направленное на компенсацию воздействия различных возмущений и отклонений от запланированного течения процесса связи.

Таким образом, при наличии детерминированной и стохастической составляющих во входном трафике в АСОИ может осуществляться как планирование, так и оперативное управление распределением ресурсов. Основной задачей планирования является заблаговременное распределение детерминированной составляющей входного трафика. Задача оперативного управления сводится к распределению случайной составляющей с учетом результатов планирования.

Этап планирования. Перед началом планирования, как правило, не известно, достаточно ли ресурсов АСОИ для обслуживания входного трафика, поэтому задачу формирования плана распределения ресурсов АСОИ целесообразно декомпозировать на две подзадачи:

- анализ производительности, состоящий в формировании плана распределения ресурсов, обслуживающего максимальное число требований пользователей;
- формирование оптимального плана, дающего максимальные значения показателя качества обслуживания для всех допускающихся в сеть требований пользователей.

В результате решения первой подзадачи может быть получено несколько планов, отличающихся количественными и качественными характеристиками в случае изменения приоритетов или показателей качества обслуживания требований пользователей.

Исходными данными для формирования оптимального плана являются требования, зафиксированные допустимым планом.

Рассмотрим подробно два этапа планирования [97].

1. *Допустимое планирование*. На этом этапе необходимо сформировать план, выраженный соотношением

$$f(J_{\text{пл}}^{\text{доп}}) = \max Q^{\text{дет}} \left| \begin{array}{l} K_{\text{обс}} > K_{\text{тр}}, \\ M(Q_{\text{обс}}^{\text{дет}}) > M(Q_{\text{необс}}^{\text{дет}}), \end{array} \right. \quad (8.55)$$

$$\text{где } Q^{\text{дет}} = \sum_{st}^N Q_{st}^{\text{дет}}.$$

Решение связано с использованием метода ветвей и границ [37] и эвристического правила Эйлера, а алгоритм может быть представлен следующими процедурами.

1. Определение для каждого объекта множества допустимых позиций.

2. Выбор объекта с наименьшим количеством допустимых позиций. Если объектов с наименьшим количеством допустимых позиций несколько, то необходимо перейти к п. 3, в противном случае – к п. 4.

3. Выбор объекта с максимальным приоритетом, а затем переход к п. 4.

4. Для данного объекта выбор позиции, допускающей наименьшее количество отказов в позициях других объектов. Если существует одна позиция, удовлетворяющая этому требованию, то следует перейти к п. 7, в противном случае – к п. 5.

5. Выбор позиции, позволяющей определить максимальный запас позиций для необслуженного объекта с минимальным резервом позиций из числа необслуженных объектов.

Если есть один объект, то необходимо перейти к п. 7, в противном случае – к п. 6.

6. Выбор позиции с выполнением требования п. 5 для конфликтующего объекта с минимальным приоритетом.

7. Проверка числа рассмотренных объектов: если их число отлично от нуля, то перейти к п. 2, в противном случае – к п. 8.

8. Если число обслуживаемых объектов по п. 7 равно нулю, расчет заканчивается.

В приведенном алгоритме под объектами понимают заявки пользователей, подлежащие распределению, а описания, куда в порядке пространственного и временного размещения будут распределены объекты, именуют позициями. В качестве ограничений выбраны время задержки передачи и количество транзитных участков n_i .

II. *Оптимальное планирование.* Задача формирования оптимального плана заключается в получении наилучших значений показателей качества обслуживания АСОИ с учетом их приоритетов. Как оптимальный показатель качества обслуживания целесообразно выбрать время задержки передачи сообщения t_3 , а как ограничение – число транзитных участков в маршруте $h_i \leq h$. Отметим, что при формировании оптимального плана рассматривают лишь заявки, обслуженные на этапе допустимого планирования.

Формальная постановка задачи построения оптимального плана имеет следующий вид:

$$f(J_{\text{пл}}^{\text{доп}}) = \min_{\{R_{\text{кон}}\}} T_{st}, \quad \forall st, \quad st \in N \quad (8.56)$$

при

$$\{Q_{st}\}^{\text{обс}} = \{Q_{st}\}^{\text{доп.пл.}}, \quad h_i^{\text{реал}} \leq h_i^{\text{доп}},$$

$$\forall st, \quad F(Q_{st}) > F(Q_{st}),$$

если $m(Q_{st}) > m(Q_{\text{ср}})$. Здесь $\{Q_{st}\}^{\text{доп.пл.}}$ – множество заявок, обслуженных в результате допустимого планирования; F – некоторый порядок планирования заявок с учетом их приоритетов.

Для построения алгоритма решения задачи оптимального планирования используются метод ветвей и границ, а также алгоритм Флойда.

Алгоритм оптимального планирования можно представить [97] следующим образом.

1. Нахождение пары пользователей st с наибольшим приоритетом $m_{st} \rightarrow \max_{\{M\}}$. Если $\{m_{st}\} = 0$, то переходят к п. 8, в противном случае – к п. 2.

2. Определение множества допустимых маршрутов для выбранной пары $G_{st}^{\text{доп}}(XY)$. Если $G_{st}^{\text{доп}}(XY) = 0$, то переходят к п. 4, в противном случае – к п. 3.

3. Нахождение кратчайшего маршрута $L_{st} \rightarrow \min_{G_{st}^{\text{доп}}}$, переход к п. 1.

4. Присвоение st -паре результата допустимого планирования.

5. Нахождение рассмотренных пар, конфликтующих с st -парой, у которых время начала и конца обмена $\langle t_n, t_k \rangle$ совпадает с st -парой.

6. Сравнение выбранного маршрута st -пары с маршрутами конфликтующих пар.

7. Для $\forall$ конфликтующих пар, имеющих транзитные участки, исключение результата оптимального планирования и переход к п. 1.

8. Конец счета.

Этап оперативного управления распределением ресурсов. Возможны два случая оперативного управления.

1. Коррекция оптимального плана, вызванная внеплановыми заявками и отказами элементов АСОИ. В этом случае $t_{\text{кор}} < t_{\text{исп}}$, где $t_{\text{кор}}$ – время, необходимое планирующему органу для коррекции плана; $t_{\text{исп}}$ – начальное время воздействия на ресурс АСОИ внеплановой заявки.

2. Оперативное управление происходит в реальном масштабе времени: $t_{\text{кор}} \geq t_{\text{исп}}$.

Оперативное управление предполагает достижение максимальной производительности АСОИ при максимальной устойчивости оптимального плана независимо от приоритета заявок. При этом необходимо так организовать обслуживание объектов $Q^{\text{сп}}$, чтобы в наименьшей степени перераспределять спланированное закрепление позиций:

$$\max_{\{R_{\text{сои}}\}} Q^{\text{обс}} \left| \begin{array}{l} m(Q^{\text{обс}}) > m(Q^{\text{необс}}), \\ K^{\text{реал}} \geq K^{\text{гр}}, \end{array} \right. \quad \min \delta R_{st}, \quad \forall st, \quad st = \overline{1, N},$$

где $Q^{\text{обс}} = Q^{\text{пл}} + Q^{\text{сп}}$, $\delta R_{st} = R_{st}(\Pi_{\text{ст}}) - R_{st}(\Pi_{\text{кор}})$, $R_{st}(\Pi_{\text{ст}})$ – ресурс АСОИ, закрепленный за st -объектом в оптимальном плане; $R_{st}(\Pi_{\text{кор}})$ – ресурс, выделяемый st -объекту после коррекции плана.

Задачу коррекции оптимального плана, возникающую в первом случае, целесообразно решать с помощью следующего алгоритма.

1. Установление планов объектов, конфликтующих по времени с внеплановыми.

2. Исключение из ресурса АСОИ всех позиций найденных объектов.

3. Установление оптимальной позиции на свободном ресурсе. Если позиция найдена, переходят к п. 6, в противном случае – к п. 4.

4. Определение объектов с меньшим приоритетом. Если они отсутствуют, то переходят к п. 6, в противном случае – к п. 5.

5. Включение в ресурс АСОИ позиций, закрепленных за этими объектами, и переход к п. 3.

6. Конец счета.

Второй случай, возможный при оперативном управлении, характеризуется неравенством $t_{\text{кор}} > t_{\text{исп}}$. При этом в АСОИ поступает случайный нестационарный поток $Q^{\text{сп}}$, заданный адресом пользователей st , объемом сообщений V_{st} и приоритетом сообщения m_{st} .

Считается, что $T_{st} = \Delta t + T_{st}^{\text{обс}}$, где Δt – среднее время работы алгоритма при обслуживании одного сообщения,

$$T_{st} = \sum_{ij} t_{ij}^{\text{обс}}, \quad ij = \overline{1, K}, \quad t_{ij}^{\text{обс}} = \frac{V_{st}}{C_{ij}} + t_{ij}^{\text{р}}, \quad t_{ij}^{\text{р}} = \frac{l_{ij}}{v},$$

t_{ij} , v – время и скорость распространения сигнала соответственно; $\tau_k^{\text{ст}} = t_k^{\text{ст}} + t_{ij}^{\text{обс}}$, $\tau_k^{\text{ст}}$ – время конца использования каждой ij -й позиции.

Алгоритм коррекции оптимального плана во втором случае определяется процедурами, приведенными ниже.

1. Ввод исходных данных.
 2. Оценка времени передачи сообщений и времени начала передачи.
 3. Определение всех свободных каналов на время передачи.
 4. Определение кратчайшего пути по времени задержки с учетом ограничения на число транзитов.
 5. Определение наличия пути. Если путь существует, то переход от п. 6, в противном случае – к п. 7.
 6. Вывод информации о выбранном пути, переход к п. 9.
 7. Определение работ с меньшим приоритетом. Если они есть, то переходят к п. 8, в противном случае – к п. 9.
 8. Отмена работ с меньшим приоритетом, переход к п. 3.
 9. Конец счета.
- При реализации этого алгоритма, как и в описанных выше, используют метод ветвей и границ.

Глава 9

ОПТИМИЗАЦИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ СТАНДАРТНЫХ ПОЛЕТНЫХ ОПЕРАЦИЙ С УЧЕТОМ ХАРАКТЕРНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

9.1. ВЫВЕДЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТУ

От организации регулярных полетов пилотируемых и грузовых транспортных кораблей к ОС во многом зависит продолжительность и эффективность функционирования последних на орбите. Кроме того, при сборке на орбите к ОС должны доставляться беспилотные КА, стыкуемые с ней в качестве модулей.

В практике пилотируемых космических полетов рабочие высоты ОС располагаются в диапазоне 350...400 км, а средняя высота выведения КА в зависимости от типа ракеты-носителя составляет 200...250 км.

Выведение КА на заданную орбиту занимает время от ~10 мин для орбитальных околоземных полетов до нескольких суток для геостационарных орбит [45, 80, 90].

Для последующего сближения и стыковки с ОС ракета-носитель должна выводить КА практически в плоскость ее орбиты. В противном случае требуются большие расходы топлива на выравнивание плоскостей орбит КА и ОС. Действительно, для поворота плоскости орбиты КА всего на один градус масса топлива, составит около 4 % от массы КА. Обеспечение требуемых условий по выведению КА достигается выбором азимута и момента старта ракеты-носителя. При этом соответствующее значение азимута старта ракеты-носителя обеспечивает наклонение орбиты выведения КА, близкое

к наклонению орбиты ОС в момент входа стартовой площадки в ее плоскость.

Выводить КА в зону встречи с ОС можно двумя способами [34]:

- 1) прямым выводением со стартовой позиции в район цели;
- 2) с использованием промежуточных орбит для постепенного сближения объектов.

Недостатком первого способа являются чрезвычайно жесткие требования по условиям прямого выведения КА, когда даже малые погрешности делают невозможным успешное проведение операции. Чаще используют второй способ, не столь критичный к условиям выведения. В этом случае специалисты располагают достаточным временем для уточнения стратегии сближения в зависимости от реально складывающейся обстановки. Для перехода КА с орбиты выведения на орбиту ОС с минимальными затратами топлива прежде всего необходимо, чтобы в начальный момент времени станция находилась выше и впереди КА (см. § 5.2).

Рассогласование в расположении КА относительно ОС может быть оценено *углом фазирования* (фазой). Применительно к задаче сближения *фазой* называют угловое расстояние между радиусом-вектором ОС и проекцией радиуса-вектора КА на плоскость ее движения, отсчитываемое от ОС «назад по полету». При этом *начальной* называют фазу в момент выведения КА на орбиту. В процессе полета из-за разницы угловых скоростей орбитального движения ОС и КА фаза будет постоянно уменьшаться (в начале полета КА его средняя высота меньше высоты ОС).

Скорость изменения фазы зависит только от разницы периодов обращений КА и ОС, поэтому в зависимости от начальной фазы, высоты полета ОС и высоты орбиты выведения КА длительность полета до выхода на нулевую фазу может колебаться в значительных пределах.

В качестве примера оптимизации процесса выведения КА на орбиту рассмотрим упрощенную модельную задачу плоского движения РН в центральном поле тяготения без учета сопротивления внешней среды.

Динамические уравнения движения центра масс РН относительно инерциальной системы координат $OX_{\text{и}}Y_{\text{и}}$ в этом случае будут иметь следующий вид:

$$\begin{aligned}\frac{d^2 X_n}{dt^2} &= -\frac{\mu X_n}{r^3} + \frac{P}{m} \cos \vartheta; \\ \frac{d^2 Y_n}{dt^2} &= -\frac{\mu Y_n}{r^3} + \frac{P}{m} \sin \vartheta,\end{aligned}\quad (9.1)$$

где P – тяга двигательной установки; m – масса РН, $r = \sqrt{X_n^2 + Y_n^2}$; ϑ – угол тангажа.

Введем следующие ограничения. Будем считать тягу постоянной ($P = \text{const}$), а управляющие ускорения удовлетворяющими условию

$$u_1^2 + u_2^2 = u^2, \quad (9.2)$$

где $u_1 = u \cos \vartheta$; $u_2 = u \sin \vartheta$.

Решение будем искать в классе энергетически оптимальных систем, т. е. в качестве критерия качества зададим функционал вида

$$I = \int_{t_0}^{t_k} |\dot{m}| dt. \quad (9.3)$$

В данной формулировке обсуждаемая задача полностью соответствует поиску энергетически оптимального управления, алгоритм решения которого на основе принципа максимума изложен в § 7.3.

Введя формальные обозначения $X_n = x_1$; $Y_n = x_3$; $\dot{X}_n = x_2$; $\dot{Y}_n = x_4$, представим уравнения движения РН в виде

$$\begin{aligned}\frac{dx_1}{dt} &= x_2; \\ \frac{dx_2}{dt} &= -\frac{\mu x_1}{r^3} + \frac{P}{m} \cos \vartheta; \\ \frac{dx_3}{dt} &= x_4;\end{aligned}\quad (9.4)$$

$$\begin{aligned}\frac{dx_4}{dt} &= -\frac{\mu x_3}{r^3} + \frac{P}{m} \sin \vartheta; \\ \frac{dx_5}{dt} &= \frac{P}{W_e},\end{aligned}\tag{9.4}$$

где $x_5 = m$; W_e – эффективная скорость истечения продуктов сгорания из сопла двигателя.

Гамильтониан запишется в виде

$$\begin{aligned}H &= \psi_1 x_2 + \psi_2 \left(-\frac{\mu x_1}{r^3} + \frac{P}{m} \cos \vartheta \right) + \psi_3 x_4 + \\ &+ \psi_4 \left(-\frac{\mu x_3}{r^3} + \frac{P}{m} \sin \vartheta \right) + \psi_5 \frac{P}{W_e}.\end{aligned}\tag{9.5}$$

Система сопряженных уравнений записывается в виде

$$\begin{aligned}\frac{d\psi_1}{dt} &= -\psi_2 \frac{\partial g_x}{\partial x_1} - \psi_4 \frac{\partial g_y}{\partial x_1}; \\ \frac{d\psi_2}{dt} &= -\psi_1; \\ \frac{d\psi_3}{dt} &= -\psi_2 \frac{\partial g_x}{\partial x_3} - \psi_4 \frac{\partial g_y}{\partial x_3}; \\ \frac{d\psi_4}{dt} &= -\psi_5; \\ \frac{d\psi_5}{dt} &= \psi_2 \frac{P}{m^2} \cos \vartheta + \psi_4 \frac{P}{m^2} \sin \vartheta,\end{aligned}\tag{9.6}$$

где

$$\frac{\partial g_x}{\partial x_1} = -\frac{\mu}{r^3} \left(1 - \frac{3x_1^2}{r^2} \right); \quad \frac{\partial g_y}{\partial x_1} = \mu \frac{3x_1}{r^5};$$

$$\frac{\partial g_x}{\partial x_3} = \mu \frac{3x_1}{r^5}; \quad \frac{\partial g_y}{\partial x_3} = -\frac{\mu}{r^3} \left(1 - \frac{3x_3^2}{r^2} \right).$$

учитывая выражение гамильтониана H , найдем управляющие ускорения и условия переключения, для чего перепишем (9.5) в виде

$$H = H^* + H^{**}, \quad (9.7)$$

где $H^* = \frac{P}{m}(\psi_2 \cos \vartheta + \psi_4 \sin \vartheta) + \psi_5 \frac{P}{W_e}$ включает в себя члены, зависящие от управления, H^{**} объединяет все члены, не вошедшие в H^* .

Оптимальные управления, при которых H^* достигает максимума, имеют вид

$$\begin{aligned} \cos \vartheta &= \frac{\psi_2}{\psi_\tau}, \quad \sin \vartheta = \frac{\psi_4}{\psi_\tau}, \\ \psi_\tau &= \sqrt{\psi_2^2 + \psi_4^2}, \quad \operatorname{tg} \vartheta = \frac{\psi_4}{\psi_2}. \end{aligned} \quad (9.8)$$

Тогда значение H^* можно переписать в виде

$$H^* = \frac{P}{m} \left(\psi_\tau + \psi_5 \frac{m}{W_e} \right). \quad (9.9)$$

Анализ соотношений (9.8) и (9.9) показывает, что для управления средством выведения справедливы следующие условия:

при $\psi_\tau + \psi_5 \frac{m}{W_e} > 0$ ДУ включена и закон управления определяется соотношениями (9.8) и (9.9);

при $\psi_\tau + \psi_5 \frac{m}{W_e} < 0$ ДУ выключена, осуществляется пассивный полет.

Ориентируясь далее на результаты работы [8], обсудим более подробно методику практического решения поставленной задачи.

Граничные условия

в момент t_0 :

$$\begin{aligned} X_{\text{и}}(t_0) &= x_1^0; \dot{X}_{\text{и}}(t_0) = x_2^0, Y_{\text{и}}(t_0) = x_3^0, \\ \dot{Y}_{\text{и}}(t_0) &= x_4^0, m_0 = x_5^0 = 1; \end{aligned} \quad (9.10)$$

в момент t_k :

$$X_{\text{и}}(t_k) = x_1^k; \dot{X}_{\text{и}}(t_k) = x_2^k, Y_{\text{и}}(t_k) = x_3^k, \dot{Y}_{\text{и}}(t_k) = x_4^k \quad (9.11)$$

и из условия трансверсальности

$$\psi_5(t_k) = -1. \quad (9.12)$$

Рассмотрим численный способ определения начальных значений для сопряженной системы (метод Ньютона). Предположим, что имеются нулевые приближения $\psi(0) = \psi^0$, при которых выполняются условия (9.10), но не условия (9.11). Если существуют малые приращения исходных значений

$$\psi'(0) = \psi^0 + \Delta\psi^0, \quad (9.13)$$

при которых задача Коши для систем (9.4), (9.6) удовлетворяет условиям (9.10), (9.11), то можно записать:

$$\begin{aligned} x_1(t_k, \psi_1^0 + \Delta\psi_1^0, \dots, \psi_5^0 + \Delta\psi_5^0) &= x_1^k; \\ x_2(t_k, \psi_1^0 + \Delta\psi_1^0, \dots, \psi_5^0 + \Delta\psi_5^0) &= x_2^k; \\ x_3(t_k, \psi_1^0 + \Delta\psi_1^0, \dots, \psi_5^0 + \Delta\psi_5^0) &= x_3^k; \\ x_4(t_k, \psi_1^0 + \Delta\psi_1^0, \dots, \psi_5^0 + \Delta\psi_5^0) &= x_4^k; \\ x_5(t_k, \psi_1^0 + \Delta\psi_1^0, \dots, \psi_5^0 + \Delta\psi_5^0) &= x_5^k. \end{aligned} \quad (9.14)$$

Если не учитывать члены второго порядка малости, то получим

$$\begin{aligned}
 x_1^r &= x_1(t_k, \psi_1^0, \dots, \psi_5^0) + \sum_s \Delta \psi_s^0 \frac{\partial x_1}{\partial \psi_s^0}; \\
 &\dots\dots\dots \\
 x_4^k &= x_4(t_k, \psi_1^0, \dots, \psi_5^0) + \sum_s \Delta \psi_s^0 \frac{\partial x_4}{\partial \psi_s^0}; \\
 x_5^k &= x_5(t_k, \psi_1^0, \dots, \psi_5^0) + \sum_s \Delta \psi_s^0 \frac{\partial x_5}{\partial \psi_s^0}, \quad s = 1, 2, \dots, 5.
 \end{aligned} \tag{9.15}$$

Чтобы решить систему (9.15) относительно $\Delta \psi_s^0$, необходимо вычислить $x_1(t_k, \psi_1^0, \dots, \psi_5^0), \dots, x_4(t_k, \psi_1^0, \dots, \psi_5^0), x_5(t_k, \psi_1^0, \dots, \psi_5^0)$ и матрицу частных производных

$$\begin{pmatrix} \frac{\partial x_1}{\partial \psi_1^0} & \frac{\partial x_1}{\partial \psi_2^0} & \dots & \frac{\partial x_1}{\partial \psi_5^0} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial x_4}{\partial \psi_1^0} & \frac{\partial x_4}{\partial \psi_2^0} & \dots & \frac{\partial x_4}{\partial \psi_5^0} \\ \frac{\partial x_5}{\partial \psi_1^0} & \frac{\partial x_5}{\partial \psi_2^0} & \dots & \frac{\partial x_5}{\partial \psi_5^0} \end{pmatrix}. \tag{9.16}$$

Значения $x_1(t_k, \psi_1^0, \dots, \psi_5^0), \dots, x_5(t_k, \psi_1^0, \dots, \psi_5^0)$ рассчитывают в данном случае на основе задачи Коши, например, численным интегрированием уравнений движения методом Рунге – Кутты с начальными значениями

$$\psi_1(t_0) = \psi_1^0, \dots, \psi_5(t_0) = \psi_5^0. \tag{9.17}$$

Элементы матрицы частных производных можно определить численным способом. Например, первый столбец матрицы (9.16) вычисляется с помощью соотношений

$$\frac{\partial x_1}{\partial \psi_1^0} = \frac{x_1(t_k, \psi_1^0 + \delta \psi_1^0, \psi_2^0, \psi_3^0, \psi_4^0, \psi_5^0) - x_1(t_k, \psi_1^0, \psi_2^0, \psi_3^0, \psi_4^0, \psi_5^0)}{\delta \psi_1^0},$$

$$\dots$$

$$\frac{\partial x_5}{\partial \psi_1^0} = \frac{x_5(t_k, \psi_1^0 + \delta \psi_1^0, \psi_2^0, \psi_3^0, \psi_4^0, \psi_5^0) - x_5(t_k, \psi_1^0, \psi_2^0, \psi_3^0, \psi_4^0, \psi_5^0)}{\delta \psi_1^0},$$
(9.18)

где $\delta \psi_1^0$ – малое приращения ψ_1^0 .

После определения $(\Delta \psi_s^0)_l$ (здесь l – номер итерации) вычисляют следующее приближение начальных значений элементов сопряженной системы (9.6), т. е.

$$(\psi_s^0)_{l+1} = (\psi_s^0)_l + (\Delta \psi_s^0)_l$$
(9.19)

и вновь решают краевую задачу для систем (9.4), (9.6) до выполнения условий (9.10), (9.11) с требуемой точностью. Однако часто итерационный процесс расходится. Для выполнения условий сходимости процесса определения начальных значений элементов системы (9.6) можно ввести дополнительную величину, характеризующую качество выполнения условий (9.10), (9.11). В виде такой величины удобно применять функцию промаха, т. е. расстояние между фактическим концом фазовой траектории и фазовой точкой (9.11). Функция промаха позволяет улучшить сходимость процесса за счет корректировки приращений $(\Delta \psi_s^0)_l$. В указанной ситуации после определения очередного приращения $\Delta \psi_s^0$ вычисляют функции

$$x_1(t_k, \psi_1^0 + \alpha_n \Delta \psi_1^0, \dots, \psi_5^0 + \alpha_n \Delta \psi_5^0) = x_1(t_k, \psi_s^0 + \alpha_n \Delta \psi_s^0),$$

$$\dots$$

$$x_5(t_k, \psi_1^0 + \alpha_n \Delta \psi_1^0, \dots, \psi_5^0 + \alpha_n \Delta \psi_5^0) = x_5(t_k, \psi_s^0 + \alpha_n \Delta \psi_s^0),$$
(9.20)

где α_n – коэффициент сходимости.

Решая задачу Коши для систем (9.4), (9.6) с начальными условиями (9.10) при разных значениях α_n , найдем функцию промаха [8] в виде

$$\begin{aligned} \Pi^2(\alpha_n) = & \left[x_1(t_k, \psi_s^0 + \alpha_n \Delta \psi_s^0) - x_1^k \right]^2 + \dots \\ & \dots + \left[x_4(t_k, \psi_s^0 + \alpha_n \Delta \psi_s^0) - x_4^k \right]^2 + \left[x_5(t_k, \psi_s^0 + \alpha_n \Delta \psi_s^0) - x_5^k \right]^2 \end{aligned} \quad (9.21)$$

и значение α^* , соответствующее минимуму $\Pi(\alpha_n)$ на интервале $0 < \alpha_n \leq 1$, для чего по нескольким вычисленным значениям α_{n0} , α_{n1} , α_{n2} определим параболу, аппроксимирующую функцию промаха $\Pi(\alpha_n)$ в виде

$$\begin{aligned} \Pi(\alpha_n) \approx \Pi^*(\alpha_n) = & \Pi(\alpha_0) - [3\Pi(\alpha_{n0}) - 4\Pi(\alpha_{n1}) + \Pi(\alpha_{n2})]\alpha_n + \\ & + 2[\Pi(\alpha_{n0}) - 2\Pi(\alpha_{n1}) + \Pi(\alpha_{n2})]\alpha_n^2. \end{aligned} \quad (9.22)$$

Парабола $\Pi(\alpha_n)$ имеет экстремум в точке

$$\alpha_n^* = \frac{3\Pi(\alpha_{n0}) - 4\Pi(\alpha_{n1}) + \Pi(\alpha_{n2})}{4[\Pi(\alpha_{n0}) - 2\Pi(\alpha_{n1}) + \Pi(\alpha_{n2})]}. \quad (9.23)$$

Здесь нужно рассмотреть отдельно следующие случаи:

1) минимума (рис. 9.1, а, б, в)

$$\Pi(\alpha_{n0}) - 2\Pi(\alpha_{n1}) + \Pi(\alpha_{n2}) > 0,$$

когда возможны а) $\alpha_n^* \geq 1$; б) $0 < \alpha_n^* \leq 1$; в) $\alpha_n^* \leq 0$;

2) максимума (рис. 9.2, а, б, в)

$$\Pi(\alpha_{n0}) - 2\Pi(\alpha_{n1}) + \Pi(\alpha_{n2}) < 0,$$

когда возможны а) $\alpha_n^* \geq 1$; б) $0 < \alpha_n^* \leq 1$; в) $\alpha_n^* \leq 0$.

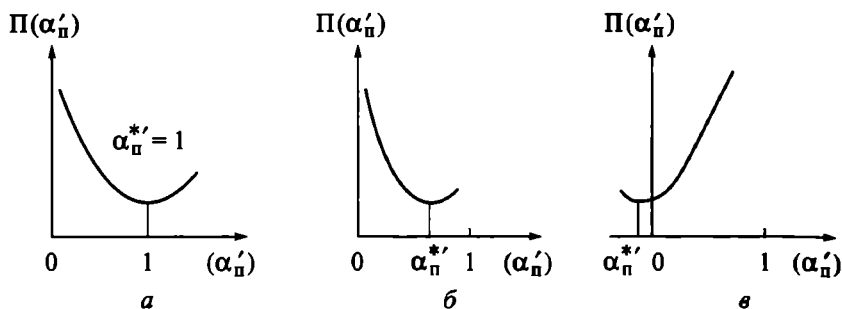


Рис. 9.1. Определение «функции промаха» в случае минимума $\Pi(\alpha_п)$ относительно $\alpha_п$

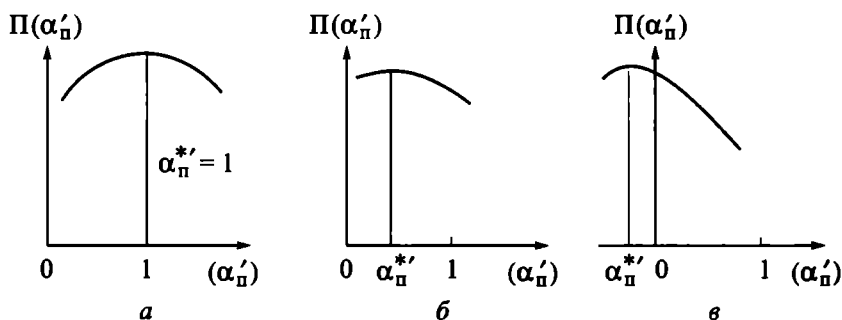


Рис. 9.2. Определение «функции промаха» в случае максимума $\Pi(\alpha_п)$ относительно $\alpha_п$

В случаях 9.1, а и 9.2, б при выполнении дополнительного условия $\Pi(\alpha_{п1}) < \Pi(\alpha_{п0})$, а также 9.2, а следует принять $\alpha_п = 1$; в случае 9.1, б $\alpha_п = \alpha_п^*$. В остальных случаях процесс повторяется на меньшем интервале, например $0 < \alpha_п \leq 1/2$, т. е. вновь вычисляют $\Pi(0)$, $\Pi(1/2)$, $\Pi(1/4)$ и в соответствии с (9.23) проводят исследование на экстремум. Повторения проводятся до отыскания $\alpha_п^*$, которое затем используется в итерационном вычислении начальных значений

$$\psi_{10} = \psi_1^0 + \alpha_n^* \Delta \psi_1^0, \dots, \psi_5(0) = \psi_5^0 + \alpha_n^* \Delta \psi_5^0.$$

Рассмотренный пример показывает, что, применяя процедуру поиска оптимальных управлений, можно добиться выполнения граничных условий, т. е. устранения отклонений КА от расчетной точки выведения.

Вместе с тем очевидна сложность решения такой задачи. Основные трудности при этом возникают при решении краевой задачи. Изложенный метод, в принципе, может быть реализован на вычислительных комплексах НКУ.

На практике выполнение программ управления с переменной ориентацией вектора тяги обычно затруднено. Основными причинами являются вычислительные сложности при определении управляющих функций и большие погрешности реализации рассчитанной программы управления. Последнее обстоятельство объясняется тем, что переменная ориентация вектора тяги предполагает непрерывную отработку рассчитанных углов разворота РН с помощью системы стабилизации.

В связи с этим в реальных условиях наибольшее распространение получило управление РН, а тем более разгонным блоком (РБ) с постоянной ориентацией вектора тяги, по крайней мере, на конечном этапе активного участка траектории. Существенное сокращение отклонений, обусловленных протяженностью исполнения импульсов скорости, получают симметричным разнесением активного участка относительно расчетной точки приложения импульса. Время включения ДУ сдвигается на $\Delta t = t_{\text{ц}} - t_0$. Значение $t_{\text{ц}}$ соответствует координате центра тяжести профиля ускорения РН, рассматриваемой в качестве тела переменной массы с ускорением

$$u(t) = \frac{P}{m_0 - \dot{m}t}, \quad t_0 \leq t \leq t_g, \quad (9.24)$$

где $t_g = \frac{m_0}{\dot{m}} \left(1 - \exp \frac{-\Delta V}{W_e} \right)$; ΔV – расчетный импульс скорости; $\dot{m}$ – секундный массовый расход топлива; m_0 – начальная масса РН.

Значение t_u находим из зависимости

$$t_u = \frac{\int_0^{t_g} t \frac{P}{m_0 - \dot{m}t} dt}{\int_0^{t_g} \frac{P}{m_0 - \dot{m}t} dt}. \quad (9.25)$$

Проинтегрируем (9.25), тогда

$$t_u = -\frac{t_g - \frac{m_0}{\dot{m}} [\ln(m_0 - \dot{m}t_g) - \ln m_0]}{\ln(m_0 - \dot{m}t_g) - \ln m_0}. \quad (9.26)$$

После несложных преобразований в (9.26), получим выражение

$$t_u = \frac{t_g}{\ln \frac{m_0 - \dot{m}t_g}{m_0}} + \frac{m_0}{\dot{m}}. \quad (9.27)$$

На участке выведения станции слежения и ЦУП принимают полный объем информации о состоянии систем РН и КА и режиме полета.

Возникновение нештатной ситуации на участке выведения является основанием для аварийного отделения КА от РН в любой точке траектории с использованием системы аварийного спасения экипажа (САС).

У одноразовых транспортных кораблей САС состоит из устройств разделения отсеков КА, твердотопливной ДУ увода отделяемого отсека от аварийной РН и автоматической системы управления.

При срабатывании САС транспортного корабля типа «Союз» реализуется схема спасения космонавтов, предполагающая [45] наличие трех участков (рис. 9.3).

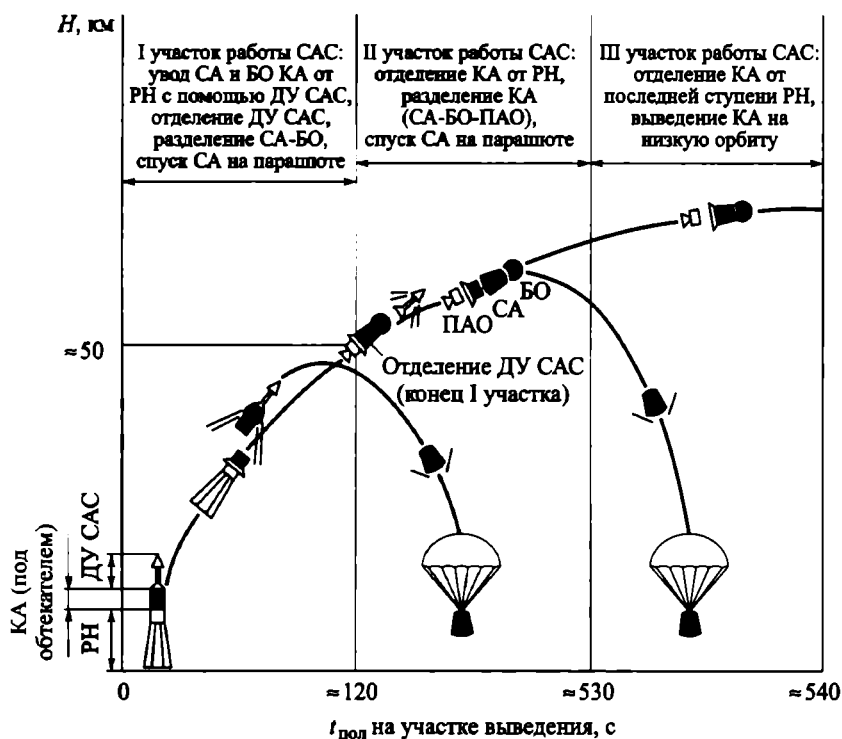


Рис. 9.3. Схема спасения космонавтов при срабатывании САС ТК типа «Союз»

Участок I – при аварии РН производится отделение КА и увод обитаемых отсеков с помощью двигателей САС на высоту, достаточную для раскрытия парашютной системы спускаемого аппарата. Участок I начинается с момента запуска двигателей РН на старте и завершается отделением ДУ САС от нее. Сброс ДУ САС производится на высоте, когда уже гарантируется отделение КА от РН и включение парашютной системы без дополнительного воздействия двигателей САС.

Участок II – при аварии РН производится отделение КА, разделение его отсеков, вход спускаемого аппарата в атмосферу и спуск на парашюте. Завершается этот участок в точке траектории полета РН, где набранной высоты и скорости достаточно для выведения КА на низкую орбиту.

Участок III – авария РН происходит в конце работы последней ступени, когда набранной высоты и скорости полета достаточно для выхода КА на низкую орбиту со временем существования на ней не менее трех витков. На этом участке отделение КА от РН производится без последующего срочного спуска на Землю. В случае выведения аппарата на низкую орбиту должен осуществляться маневр срочного подъема орбиты. Параметры этого маневра ГОГУ рассчитывает заранее, и соответствующая командно-программная информация готовится для передачи на борт по командной радиолинии или по радиосвязи (для выполнения срочного маневра подъема орбиты экипажем). Одной из важных задач ГОГУ является быстрый расчет фактической траектории полета КА после выведения и определения минимального времени существования КА на орбите ИСЗ. Маневр срочного подъема орбиты необходим при времени существования КА на орбите ИСЗ менее суток, соответствующем фактической высоте выведения $H_{кр. \min} \leq 170 \dots 180$ км.

Управление системой САС на всех участках автоматическое. В качестве аварийных параметров РН, инициирующих работу САС, могут служить, например, недопустимые угловые отклонения ракеты от заданных значений параметров «опорной» траектории или нерасчетное время возникновения невесомости. Возможно включение САС с Земли по командной радиолинии, например при сообщении экипажа о пожаре в жилых отсеках КА. В этом случае выдается только обобщенная команда на включение САС, а автоматика, получив эту команду, сама производит требуемые операции по отделению и выводу КА от РН.

Система САС корабля «Союз» дважды обеспечила спасение экипажа при авариях РН, показав свою эффективность на практике: в 1975 г. при аварии РН на участке выведения на орбиту (экипаж в составе В.Г. Лазарева и О.Г. Макарова) и в 1983 г. при аварии РН на старте (экипаж в составе В.Г. Титова и Г.М. Стрекалова). В первом случае САС сработала автоматически на участке II, во втором – была включена по команде из пункта управления запуском, когда РН с кораблем находились на стартовом столе.

9.2. МАНЕВРЫ СБЛИЖЕНИЯ И СТЫКОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Полет КА от момента его выведения до стыковки с ОС или другим КА принято делить на этапы дальнего наведения и автономного сближения.

Этап автономного сближения в настоящее время начинается после поиска и захвата цели бортовыми средствами при дальности около 200 км. На этом этапе работа бортовой системы управления движением КА основывается на использовании измеренных ею параметров относительного движения. Все маневры совершаются без помощи наземного командно-измерительного комплекса.

На этапе дальнего наведения ГОГУ по данным КИК определяет параметры траектории и орбит КА и ОС, прогнозирует их движение и рассчитывает маневры КА, необходимые для выведения в зону действия бортовой аппаратуры, измеряющей параметры относительного движения.

Хотя дальнейшее наведение и автономное сближение осуществляются на основе решения двух независимых задач, причем первая решается на Земле, а вторая на борту КА, их объединяет общность цели – обеспечение достаточно высокой надежности стыковки КА с ОС с минимальными затратами топлива на всю операцию.

Сопряжение этих задач осуществляется через *прицельный вектор*, представляющий собой шестимерный вектор параметров относительного движения КА и ОС. Параметры прицельного вектора выбирают на стадии предполетного проектирования схемы дальнего наведения и являются необходимыми условиями надежной работы автономной системы управления на этапе сближения в оптимальном по затратам топлива режиме.

Разрабатываемая также на стадии предполетного проектирования схема маневрирования КА на этапе дальнего наведения должна выполнять следующие функции [34]:

- а) обеспечивать контроль аппаратуры КА на этапе сближения;
- б) удовлетворять требованиям по точности формирования прицельного вектора и надежности работы аппаратуры автономных средств управления;
- в) обеспечивать достижение значения прицельного вектора в случае возникновения нештатных ситуаций при динамических

операциях с учетом ограничения на продолжительность автономного полета;

г) гарантировать реализацию схемы дальнего наведения с учетом требования по управлению перемещением центра масс и относительно центра масс КА;

д) завершать сближение в зоне видимости КИК на суточном витке с максимальной продолжительностью связи по линиям «Земля–борт» и «борт–Земля».

В практике российской космонавтики в зависимости от типа КА и степени отработанности его систем продолжительность автономного полета (от момента выведения на орбиту до стыковки с ОС) составляла от 1 до 12 суток [34].

Наиболее характерной схемой этапа дальнего наведения являются двухсуточные схемы полета пилотируемых и грузовых транспортных кораблей «Союз» и «Прогресс».

В зоны прямой радиовидимости НИП, расположенных на территории России, ТК входит на 1–5, 12–21 и 28–37 витках автономного полета, т. е. взаимодействие по линиям «Земля–борт» и «борт–Земля» осуществляется на трех участках полета ТК, что и определяет возможное число циклов маневрирования. Причаливание и стыковка корабля со станцией обычно выполняются в зоне связи 34-го витка, имеющей наибольшую продолжительность.

Цикл маневрирования – это последовательность операций, проводимых на Земле и на борту КА при отработке одного или нескольких включений ДУ.

Схемы дальнего наведения составляют из последовательного ряда циклов маневрирования, которые в зависимости от функциональных особенностей подразделяют на фазирующие, корректирующие и формирующие прицельные векторы. В зависимости от длительности автономного полета схемы дальнего наведения могут содержать несколько фазирующих и корректирующих циклов маневрирования.

Схема маневрирования обеспечивает комплексное решение задачи наведения, результатом которого является межорбитальный переход КА на орбиту ОС с одновременным фазированием.

Поскольку планируемая продолжительность полета до момента стыковки известна еще до старта, сразу после выведения ТК на орбиту проводится фазирующий цикл маневрирования. Для со-

вершения фазирующего маневра проводят навигационные измерения орбиты выведения ТК, рассчитывают орбитальные данные и параметры маневра, формируют закладываемую на борт командно-программную информацию. По данным КПИ корабль осуществляет развороты для выставки связанных осей в требуемое положение в инерциальном пространстве, в расчетное время включается ДУ и поддерживается стабилизация осей ТК до выключения ДУ. Результатом фазирующего маневра является перевод ТК на такую орбиту (промежуточную), на которой скорость изменения фазы позволяет сблизиться с ОС в запланированное время.

Отличие реального движения КА от расчетного приводит к необходимости включения в схему дальнего наведения промежуточного (корректирующего) цикла маневрирования. Для ТК этот цикл маневрирования предусматривается на втором участке зон видимости российских наземных пунктов.

На третьем, заключительном для полета ТК, участке зон видимости располагается точка прицеливания. Фаза к этому моменту близка к нулевому значению.

Непосредственно перед достижением точки прицеливания проводят заключительный цикл маневрирования, в результате которого происходит перехват, т. е. вывод ТК в зону действия бортовых средств автономного наведения.

Точку прицеливания выбирают до старта ТК, чтобы заключительный процесс автономного сближения (причаливание) выполнялся при максимальном контроле со стороны наземных служб, т. е. в пределах зоны радиовидимости.

Схемы дальнего наведения должны обеспечивать управление полетом с минимальными затратами топлива. Поэтому характеристическая скорость дальнего наведения практически близка к суммарному значению импульсов маневра перехода с орбиты выведения ТК на орбиту ОС без коррекции фазы. Перераспределение составляющих характеристической скорости между начальным и заключительным циклами маневрирования позволяет совершать полет по разным промежуточным орбитам в зависимости от начальной фазы.

Как правило, продолжительность автономного полета КА, схема дальнего наведения и высота полета ОС определяют *оптимальный диапазон начальных фаз*, в пределах которого затраты топлива

на этапе дальнего наведения минимальны. Требуемая фаза может быть обеспечена выбором соответствующей даты старта КА или предварительным маневром формирования долготы восходящего узла ОС.

Проводимые после выведения КА на орбиту расчеты маневров дальнего наведения предполагают выявление моментов включения ДУ в достаточно широких интервалах маневрирования, значений величин импульсов и направлений ориентации тяги для каждого включения ДУ со всеми ограничениями и требованиями.

Решение подобной задачи оптимизирует моменты включений ДУ с целью минимизации затрат характеристической скорости на выполнение терминальных условий, задаваемых прицельным вектором в необходимом месте орбиты КА.

Высокая точность расчетов параметров маневра требует возможно более точной модели движения маневрирующих КА. В общем случае система уравнений, описывающая движение КА с учетом основных возмущающих факторов и импульсов маневра, представляет собой нелинейные дифференциальные уравнения, а расчет оптимальных параметров маневра – сложную многопараметрическую краевую задачу (см. § 5.2).

Важным обстоятельством, учитываемым при управлении сближением КА, является стохастический характер измерительной информации, а в ряде случаев неполнота ее, препятствующая реализации теоретически оптимальных законов управления.

Поскольку классические задачи оптимизации управления сближением достаточно подробно рассмотрены [31, 34, 51, 52, 72, 86, 90], здесь в качестве примера обсудим нетрадиционные по постановке модельные задачи, методы решения которых удовлетворяют изложенным ранее подходам (см. § 7.3, 7.4).

Первая касается детерминированной постановки задачи синтеза оптимального по быстродействию сближения КА с ОС, находящейся на орбите, эксцентриситет которой не позволяет отнести ее к классу круговых. Вторая – решения задачи встречи КА при сведении процедуры оптимального управления по неполной информации к играм с полной информацией.

Хотя подобного рода решения пока не понадобились на практике, их постановка, ориентированная на нештатные ситуации, требующие экс-

тренного спасения экипажа КА, терпящего бедствие на орбите, весьма актуальна и с практической точки зрения.

При решении задачи оптимального по быстродействию сближения воспользуемся математической моделью относительного движения типа (5.43). Эквивалентный ей вид записи, получаемый при переходе к уравнениям в нормальной форме Коши для случая формирования постоянных по значению управляющих ускорений вдоль каждой оси ОСК, связанной с целью, будет иметь вид

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2; \\ \dot{x}_2 &= 2\omega_u \frac{r_u^2}{p^2} x_4 + \omega_u^2 \frac{r_u}{p} \left(\frac{r_u}{p} + 2 \right) x_1 - 2\omega_u^2 \frac{r_u^3}{p^3} x_3 e \sin \vartheta + u_1 u_2 c x_7^{-1}; \\ \dot{x}_3 &= x_4; \\ \dot{x}_4 &= -2\omega_u \frac{r_u^2}{p^2} x_2 + \omega_u^2 \frac{r_u}{p} \left(\frac{r_u}{p} - 1 \right) x_3 + 2\omega_u^2 \frac{r_u^3}{p^3} x_1 e \sin \vartheta + u_3 u_4 c x_7^{-1}; \\ \dot{x}_5 &= x_6; \quad \dot{x}_6 = -\omega_u^2 \frac{r_u}{p} x_5 + \frac{u_5 u_6 c}{x_7}; \quad \dot{x}_7 = -(u_1 + u_3 + u_5),\end{aligned}\tag{9.28}$$

где x_1, x_3, x_5 — линейные координаты x, y, z относительно принятой опорной системы координат; x_2, x_4, x_6 — производные от указанных линейных координат; x_7 — текущая масса сближаемого КА; $c = W_e$ — эффективная скорость истечения газов из сопла двигателя.

В соответствии с принятой силовой схемой формирования УВ сближаемого КА $0 \leq u_i \leq \dot{m}_{\max}$ ($i = 1, 3, 5$) представляют собой параметры дроселирования для i -й пары двигателей, а $u_{i+1} = \pm 1$ характеризуют условия их переключения. Задача заключается в том, чтобы при заданных начальных и конечных условиях

$$\begin{aligned}x_{10} &= x_0; \quad x_{20} = \dot{x}_0; \quad x_{30} = y_0; \quad x_{40} = \dot{y}_0; \quad x_{50} = z_0; \quad x_{60} = \dot{z}_0; \quad x_{70} = m_0; \\ x_{1k} &= x_{2k} = x_{3k} = x_{4k} = x_{5k} = x_{6k} = 0; \quad x_{7k} = m_k = \text{var}\end{aligned}\tag{9.29}$$

определить оптимальную программу сближения, т. е. найти такие зависимости $u_i(t)$ и $u_{i+1}(t)$, при которых имел бы место минимум функционала (7.8).

Решение будем искать исходя из принципа максимума Понтрягина, базируясь на его основных соотношениях, приведенных в § 7.3. Выраже-

ние гамильтониана, отвечающего системе (9.28), представим в соответствии с (7.9) в виде

$$\begin{aligned} H = & 1 + u_1 (\psi_2 u_2 c x_7^{-1} - \psi_7) + u_3 (\psi_4 u_4 c x_7^{-1} - \psi_7) + u_5 (\psi_6 u_6 c x_7^{-1} - \psi_7) + \\ & + \psi_1 x_2 + \psi_2 \left[2\omega_n r_n^2 p^{-2} x_4 + \omega_n^2 r_n p^{-1} (r_n p^{-1} + 2) x_1 - 2\omega_n^2 r_n^3 p^{-3} x_3 e \sin \vartheta \right] + \\ & + \psi_3 x_4 + \psi_4 \left[-2\omega_n r_n^2 p^{-2} x_2 + \omega_n^2 r_n p^{-1} (r_n p^{-1} - 1) x_3 + 2\omega_n^2 r_n^3 p^{-3} x_1 e \sin \vartheta \right] + \\ & + \psi_5 x_6 + \psi_6 (-\omega_n^2 r_n p^{-1} x_5). \end{aligned} \quad (9.30)$$

Систему сопряженных переменных на основании (7.10) запишем так:

$$\begin{aligned} \dot{\psi}_1 = & -\psi_2 \omega_n^2 r_n p^{-1} (r_n p^{-1} + 2) - 2\psi_4 \omega_n^2 r_n^3 p^{-1} e \sin \vartheta; \\ \dot{\psi}_2 = & -\psi_1 + 2\psi_4 \omega_n r_n^2 p^{-2}; \\ \dot{\psi}_3 = & -\psi_4 \omega_n^2 r_n p^{-1} (r_n p^{-1} - 1) + 2\psi_2 \omega_n^2 r_n^3 p^{-3} e \sin \vartheta; \\ \dot{\psi}_4 = & -2\psi_2 \omega_n r_n^2 p^{-2} - \psi_3; \\ \dot{\psi}_5 = & \psi_6 \omega_n^2 r_n p^{-1}; \\ \dot{\psi}_6 = & -\psi_5; \\ \dot{\psi}_7 = & (\psi_2 u_1 u_2 + \psi_4 u_3 u_4 + \psi_5 u_5 u_6) c x_7^{-2}. \end{aligned} \quad (9.31)$$

Из необходимости максимизации гамильтониана (9.30) получим в соответствии с (7.13) следующее условие оптимального переключения двигателей:

$$u_{i+1} = -\text{sign } \psi_{i+1} \quad (i = 1, 3, 5). \quad (9.32)$$

Условие (9.32) определяет, какой двигатель из i -й пары должен быть включен, а какой – выключен. При обеспечении оптимального переключения двигателей задача нахождения условий дросселирования сводится к максимизации части функционала, зависящей от управления, т. е.

$$\begin{aligned} H^* = \Delta H = & u_1 \left(\psi_2 u_2 \frac{c}{x_7} - \psi_7 \right) + \\ & + u_3 \left(\psi_4 u_4 \frac{c}{x_7} - \psi_7 \right) + u_5 \left(\psi_6 u_6 \frac{c}{x_7} - \psi_7 \right) \end{aligned}$$

или, что эквивалентно,

$$\Delta H = \sum_i u_i \left(\psi_{i-1} \frac{c}{x_7} - \psi_7 \right) = \sum_i u_i b_i \quad (i = 1, 3, 5). \quad (9.33)$$

Учитывая условия оптимальности (9.32), из последнего уравнения (9.31) получим

$$\dot{\psi}_7 = \{ |\psi_2| u_1 + |\psi_4| u_3 + |\psi_6| u_5 \} c / x_7^2. \quad (9.34)$$

Элементарный анализ позволяет установить, что ψ_7 – неубывающая функция времени, а ее конечное значение равно нулю. Поэтому

$$b_i = |\psi_{i+1}| c / x_7 - \psi_7 \geq 0 \quad (i = 1, 3, 5). \quad (9.35)$$

Соотношение (9.35) при использовании (9.33) дает возможность установить второе из искоемых условий оптимальности – условие оптимального дросселирования

$$u_i = \dot{m}_{\max} = \text{const} \quad (i = 1, 3, 5), \quad (9.36)$$

из которого видно, что продолжительность сближения будет минимальна, если в любой момент времени по каждой из осей работает один из двух двигателей с максимальной тягой.

Для того чтобы найти закон оптимального переключения в явном виде, необходимо определить зависимости $\psi_i(t)$ ($j = 2, 4, 6$), что сопряжено с интегрированием системы (9.31). Заметим, что в указанной системе переменные ψ_5 и ψ_6 входят только в пятое и шестое уравнения. Данное обстоятельство позволяет разделить систему (9.31) на две подсистемы. Одна будет содержать первые четыре уравнения, вторая – пятое и шестое. Седьмое уравнение независимо и решается отдельно.

Для отыскания решения удобно перейти от аргумента t к аргументу ϑ . Проиллюстрируем этот переход на примере второй подсистемы. Итак,

$$\dot{\psi}_5 = \psi_6 \omega_u^2 r_u / p; \quad \dot{\psi}_6 = -\psi_5. \quad (9.37)$$

Имея в виду, что

$$\omega_u = \frac{d\vartheta}{dt} = \frac{\sqrt{p\mu}}{r_u^2}, \quad (9.38)$$

и учитывая (5.64), получим

$$\frac{d\psi_6}{dt} = \frac{d\psi_6}{d\vartheta} \frac{d\vartheta}{dt} = \psi'_6 \frac{\sqrt{p\mu}}{p^2} (1 + e \cos \vartheta)^2 = -\psi_5,$$

откуда

$$\psi'_6 = \frac{d\psi_6}{d\vartheta} = -\psi_5 \frac{p^2}{\sqrt{p\mu}} \frac{1}{(1 + e \cos \vartheta)^2}. \quad (9.39)$$

Соответственно

$$\psi'_5 = \frac{d\psi_5}{d\vartheta} = \psi_6 \frac{\sqrt{p\mu}}{p^2} \frac{1}{(1 + e \cos \vartheta)^3}. \quad (9.40)$$

Проведя аналогичные преобразования, запишем для первой подсистемы

$$\frac{d\psi_1}{d\vartheta} = \frac{p^2 \sqrt{p\mu}}{r_u^4 (1 + e \cos \vartheta)^4} \left[-\psi_2 (3 + e \cos \vartheta) - 2\psi_4 \frac{e \sin \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} \right]; \quad (9.41)$$

$$\frac{d\psi_2}{d\vartheta} = \frac{p^2}{(1 + e \cos \vartheta)^2} \left[-\frac{\psi_1}{\sqrt{p\mu}} + \frac{2\psi_4}{r_u^2 (1 + e \cos \vartheta)^2} \right]; \quad (9.42)$$

$$\frac{d\psi_3}{d\vartheta} = \frac{p^2 e \sqrt{p\mu}}{r_u^4 (1 + e \cos \vartheta)^4} \left[\psi_4 \cos \vartheta + 2\psi_2 \frac{\sin \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} \right]; \quad (9.43)$$

$$\frac{d\psi_4}{d\vartheta} = -\frac{p^2}{(1 + e \cos \vartheta)^2} \left[\frac{2\psi_2}{r_u^2 (1 + e \cos \vartheta)^2} + \frac{\psi_3}{\sqrt{p\mu}} \right]. \quad (9.44)$$

Решение приведенных уравнений может быть получено методом Пикара–Линделефа. Основная трудность при этом связана с отысканием начальных условий. Действительно, вид функций управления исключает возможность аналитического выражения начальных условий для сопряженных переменных через начальные условия движения. Для их опреде-

ления необходимо обратиться к численным методам, в частности к методам, основанным на использовании дифференциального уравнения Нейшадта и итерационного процесса Итона.

Сущность подхода сводится к следующему. Пусть заданы начальные условия в виде $\mathbf{x}_0(x_{10}; x_{20}; x_{30}; x_{40}; x_{50}; x_{60})$. Обозначим через $\mathbf{p}(\psi_{10}; \psi_{20}; \psi_{30}; \psi_{40}; \psi_{50}; \psi_{60})$ вектор начальных условий для сопряженных переменных. Задача заключается в отыскании $\mathbf{x}_0$, соответствующего вектору $\mathbf{p}$. Вектор $\mathbf{p}$ называется *соответствующим фазовой точке* $\mathbf{x}_0$, если он является вектором начальных условий для сопряженной системы $[\psi(0) = \mathbf{p}]$ при оптимальном по быстродействию переходе из заданной точки $\mathbf{x}_0$ в начало координат. Вектор $\mathbf{p}$ будет стремиться к пределу при стремлении t к бесконечности в процессе решения уравнения Нейшадта:

$$\frac{d\mathbf{p}}{dt} = -[\mathbf{x}_0 - \xi_{F(\mathbf{p})}(\mathbf{p})], \quad (9.45)$$

где

$$\xi_{F(\mathbf{p})}^i(\mathbf{p}) = \int_0^{F(\mathbf{p})} [\psi_i(\tau) B_i(\tau) u_i(\tau; \mathbf{p})] d\tau \quad (9.46)$$

при $i = 1, 2, \dots, 6$ и $B_i(\tau)$, определяемом как $c/(m_0 - 3\dot{m}_{\max}t)$. Таким образом, по физическому смыслу $F(\mathbf{p})$ – время, однозначно определяемое как предел интеграла (9.46) в случае выполнения условия $\mathbf{p}(\mathbf{x}_0 - \xi_i(\mathbf{p})) = 0$.

Решение уравнения (9.45) ищем при переходе от бесконечно малых к конечным приращениям. Учитывая, что $\Delta\mathbf{p}_k = \mathbf{p}_{k+1} - \mathbf{p}_k$, получаем

$$\mathbf{p}_{k+1} = \mathbf{p}_k - \Delta\tau_k [\mathbf{x}_0 - \xi_{F(\mathbf{p}_k)}(\mathbf{p}_k)]. \quad (9.47)$$

Сделав небольшое отступление, заметим, что при точном решении (9.45) должно выполняться условие $|\mathbf{p}(\tau)| = \text{const}$. От векторной последовательности, получаемой из соотношения (9.47), этого требовать уже нельзя, поскольку даже при небольшом шаге изменения аргумента указанное соотношение не будет эквивалентным (9.45). Во избежание неограниченного возрастания или убывания последовательности векторов $\mathbf{p}_{k+1}$ целе-

сообразно несколько подправить рекуррентное соотношение (9.47), перейдя к единичным векторам того же направления. Предел последовательности векторов $\mathbf{p}_k$ и будет искомым вектором начальных условий.

Подводя итоги, видим, что рассмотренный алгоритм позволяет в силу релейного характера нелинейности ψ_7 представить исходные уравнения сопряженной системы $\psi_1 \dots \psi_6$ в виде, обеспечивающем возможность интегрирования их по методу Нейштадта – Итона с последующей припасовкой решений при численном определении ψ_7 . При решении необходимо проверять условия переключения, для чего параллельно итерационному процессу повторно вычисляют значения ψ_7 при найденных постоянных в ψ_2, ψ_4, ψ_6 . Однако для этого требуется БЦВМ со значительным объемом памяти, что в определенном смысле умалает практическую ценность приведенного решения, особенно с точки зрения возможности его реализации на борту КА.

Значительно более компактной, следовательно, предпочтительной в этом смысле, является оптимальная по быстродействию программа сближения КА с базовым аппаратом для случая круговой орбиты последнего.

Понятно, что аппроксимация эллиптической орбиты цели с большим эксцентриситетом (при значительной продолжительности времени сближения) круговой орбитой может привести к существенным погрешностям.

Разрешение отмеченного противоречия возможно при использовании следующего приема. При пересекающихся эллиптической и круговой орбитах рассогласования в скорости в точке пересечения определяется зависимостью вида

$$\Delta V = \left\{ \frac{\mu}{r} \left[3 - \frac{1 - e^2}{1 + e \cos \vartheta} - 2\sqrt{1 + e \cos \vartheta} \right] \right\}^{\frac{1}{2}}.$$

Существуют номограммы, позволяющие при известном эксцентриситете эллиптической орбиты базового аппарата по требуемому ΔV , задаваемому из условий обеспечения конечного фазового состояния сближаемого КА, определить значение истинной аномалии в точке пересечения, а следовательно, и $r_{\text{кр}}$. Если предположить, что орбита базового аппарата известна, то в момент начала сближения КА известны и граничные значения истинной или эксцентрической аномалии. Тогда из уравнения Кеплера время движения по отрезку эллиптической орбиты с начальным E_0 и конечным E_* значениями эксцентрической аномалии определяется по формуле

$$t = 2\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \left(\frac{E_k - E_0}{2} - e \sin \frac{E_k - E_0}{2} \cos \frac{E_k + E_0}{2} \right), \quad (9.48)$$

где a – большая полуось орбиты.

Проведя обратное фазирование для условной круговой орбиты (УКО), можно определить начальное состояние условного базового аппарата, который, совершая полет по УКО, пришел бы в расчетную точку выведения за время t . Связав с этой точкой на круговой орбите орбитальную систему координат, можно определить относительно нее начальное фазовое состояние сближаемого аппарата $\mathbf{x}_{\text{УКО}}(t_0)$ и использовать его в качестве начальных условий для получения конечного алгоритма оптимальной программы сближения.

Дальнейшее не вызывает принципиальных трудностей. Положив в (9.31) $e = 0$, $\omega_u = \omega_{\text{УКО}} = \text{const}$, $r_u / p = 1$, получим

$$\begin{aligned} \dot{\psi}_1 &= -3\omega_u^2 \psi_2; \quad \dot{\psi}_2 = -\psi_1 + 2\psi_4 \omega_u; \quad \dot{\psi}_3 = c_3 = \text{const}; \\ \dot{\psi}_4 &= -2\psi_2 \omega_u - c_3; \quad \dot{\psi}_5 = \omega_u^2 \psi_6; \quad \dot{\psi}_6 = -\psi_5. \end{aligned} \quad (9.49)$$

Интегрирование уравнений системы (9.49) дает следующий результат:

$$\begin{aligned} \psi_2 &= c_4 \sin(\omega_u t + c_1) - 2\omega_u^{-1} c_3; \\ \psi_4 &= 2c_4 \cos(\omega_u t + c_1) - c_2 + 3c_3 t; \\ \psi_6 &= c_5 \sin(\omega_u t + c_6). \end{aligned} \quad (9.50)$$

Здесь c_i ($i = 1, \dots, 6$) – постоянные интегрирования, выражаемые через начальные условия.

Подстановка (9.50) в (9.32) позволяет записать условия оптимального переключения двигателей в виде

$$\begin{aligned} u_2 &= -\text{sign} [c_4 \sin(\omega_u t + c_1) - 2\omega_u^{-1} c_3]; \\ u_4 &= -\text{sign} [2c_4 \cos(\omega_u t + c_1) - c_2 + 3c_3 t]; \\ u_6 &= -\text{sign} [c_5 \sin(\omega_u t + c_6)]. \end{aligned} \quad (9.51)$$

Выразив постоянные интегрирования через начальные условия, что требует решения исходной системы дифференциальных уравнений относительного движения для круговой орбиты цели, получаемой из (9.28), имеем

$$\begin{aligned}
\dot{x}_1 &= x_2; \\
\dot{x}_2 &= 2\omega_{\text{ц}}x_4 + 3\omega_{\text{ц}}^2x_1 + u_1u_2cx_7^{-1}; \\
\dot{x}_3 &= x_4; \\
\dot{x}_4 &= -2\omega_{\text{ц}}x_2 + u_3u_4cx_7^{-1}; \\
\dot{x}_5 &= x_6; \\
\dot{x}_6 &= -\omega_{\text{ц}}^2x_5 + u_5u_6cx_7^{-1}; \\
\dot{x}_7 &= -(u_1 + u_3 + u_5),
\end{aligned} \tag{9.52}$$

и полагая $m = x_7 = \text{const}$, можно, исключив из решения время как параметр, определить оптимальные синтезирующие функции в виде линий переключения двигателей в пространстве параметров движения.

Вторая из рассматриваемых модельных задач связана с поиском оптимального решения в условиях сближения по неполной (или недостоверной) информации, соответствующей возникновению нештатной ситуации, обусловленной отказами в работе измерительных систем на автономном участке автоматического сближения.

Применительно к поставленной задаче, базирующейся на общетеоретических посылах, изложенных в § 7.4, представим уравнения относительного движения (5.46) в следующем виде:

$$\begin{aligned}
\ddot{x} - 2\dot{y}\omega_{\text{ц}} &= u_x + \eta_x; \\
\ddot{y} + 2\dot{x}\omega_{\text{ц}} - 3y\omega_{\text{ц}}^2 &= u_y + \eta_y; \\
\ddot{z} + z\omega_{\text{ц}}^2 &= u_z + \eta_z,
\end{aligned} \tag{9.53}$$

где $\mathbf{u} = \{u_x, u_y, u_z\}$ и $\boldsymbol{\eta} = \{\eta_x, \eta_y, \eta_z\}$ — соответственно векторы управляющего и возмущающего ускорений (считаем, что вектором $\boldsymbol{\eta}$ управляет фиктивная противоборствующая сторона, в частности «природа»).

Предполагаем, что множества Q_x^u и Q_y^u совпадают с пространством X , а множества Q_u^u и Q_η^u определяются с учетом ограничений, накладываемых на нормы векторов управляющего и возмущающего ускорений:

$$u_x^2 + u_y^2 + u_z^2 \leq \mu_u^2; \quad \eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2 \leq \mu_\eta^2. \tag{9.54}$$

Переходя от формы представления уравнений (9.53) к нормальной форме Коши, получим

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2; \quad \dot{x}_2 = 2\omega_{\text{ц}}x_4 + u_x + \eta_x; \\ \dot{x}_3 &= x_4; \quad \dot{x}_4 = -2\omega_{\text{ц}}x_2 + 3\omega_{\text{ц}}^2x_3 + u_y + \eta_y;\end{aligned}\tag{9.55}$$

$$\dot{x}_5 = x_6; \quad \dot{x}_6 = -\omega_{\text{ц}}^2x_5 + u_z + \eta_z.\tag{9.56}$$

Здесь $x_1 = x$; $x_2 = \dot{x}$; $x_3 = y$; $x_4 = \dot{y}$; $x_5 = z$; $x_6 = \dot{z}$. Ранее мы обращали внимание на независимость движений в плоскости орбиты и вне ее, что служит основанием для выделения двух независимых подсистем. Для подсистем (9.55) и (9.56) справедливо представление правых частей уравнений в форме (7.51).

При выборе вида критерия качества исследуемого процесса сближения будем исходить из сложившейся в прошлые годы практики двухступенчатой схемы управления сближением, заключающейся (см., например, материалы по сближению кораблей «Союз-4» и «Союз-5» [52]) в следующем.

В период летной эксплуатации орбитальных станций типа «Салют», которые имели относительно скромные размеры и моменты инерции, после завершения этапа взаимного обнаружения и радиозахвата корабля проводилось автоматическое сближение активного корабля при стабилизации пассивного аппарата (станция) осью стыковочного агрегата вдоль линии визирования. При достижении наперед заданной относительной дальности (порядка 100...150 м) осуществлялся переход в режим причаливания либо автоматического, либо при ручном управлении по информации, получаемой оператором на основании показаний приборов и визуально через оптический визир и телевизионную установку.

Необходимость выполнения конечных условий дает основание задать критерий качества автоматического сближения в виде терминального критерия, характеризующего относительное расстояние до сближаемого корабля в момент перехода на ручное управление:

$$I = F[\mathbf{x}(t_k)] = x_1^2(t_k) + x_3^2(t_k) + x_5^2(t_k).\tag{9.57}$$

Выделив в выражении гамильтониана слагаемые, характеризующие стратегии объектов игры, запишем его в виде

$$\begin{aligned}H_{\psi} &= \psi_1x_2 + \psi_22\omega_{\text{ц}}x_4 + \psi_3x_4 + \psi_4(-2\omega_{\text{ц}}x_2 + 3\omega_{\text{ц}}^2x_3) + \psi_5x_6 - \\ &- \psi_6\omega_{\text{ц}}^2x_5 + (\psi_2u_x + \psi_4u_y + \psi_6u_z) + (\psi_2\eta_x + \psi_4\eta_y + \psi_6\eta_z).\end{aligned}\tag{9.58}$$

Следуя (6.53), выделим

$$H'(\psi, u) = \psi_2 u_x + \psi_4 u_y + \psi_6 u_z; \quad (9.59)$$

$$H''(\psi, \eta) = \psi_2 \eta_x + \psi_4 \eta_y + \psi_6 \eta_z. \quad (9.60)$$

При этом

$$\sup_u H'(\psi, u) = \mu_u (\psi_2^2 + \psi_4^2 + \psi_6^2)^{1/2}, \quad (9.61)$$

если

$$\begin{aligned} u_x &= \mu_u \psi_2 (\psi_2^2 + \psi_4^2 + \psi_6^2)^{-1/2}; \\ u_y &= \mu_u \psi_4 (\psi_2^2 + \psi_4^2 + \psi_6^2)^{-1/2}; \\ u_z &= \mu_u \psi_6 (\psi_2^2 + \psi_4^2 + \psi_6^2)^{-1/2}, \end{aligned} \quad (9.62)$$

а

$$\inf_{\eta} H''(\psi, \eta) = -\mu_{\eta} (\psi_2^2 + \psi_4^2 + \psi_6^2)^{1/2} \quad (9.63)$$

при соответствующих значениях η_i ($i = x, y, z$)

$$\begin{aligned} \eta_x &= -\mu_{\eta} \psi_2 (\psi_2^2 + \psi_4^2 + \psi_6^2)^{-1/2}; \\ \eta_y &= -\mu_{\eta} \psi_4 (\psi_2^2 + \psi_4^2 + \psi_6^2)^{-1/2}; \\ \eta_z &= -\mu_{\eta} \psi_6 (\psi_2^2 + \psi_4^2 + \psi_6^2)^{-1/2}. \end{aligned} \quad (9.64)$$

Следовательно, при оптимальном управлении вектор управляющего ускорения должен быть коллинеарен вектору $\{\psi_2, \psi_4, \psi_6\}$, а вектор возмущающего ускорения по принципу «наихудшей из возможных ситуаций» коллинеарен и направлен в сторону, противоположную вектору $\{\psi_2, \psi_4, \psi_6\}$. Модули каждого из рассматриваемых векторов должны быть максимальны. Данная ситуация, собственно, и означает, что определяется *оптимальное управление по гарантированному, хотя и наихудшему результату*. Заметим также, что в игре существует седловая точка, т. е. условие, для которого «информация об управлении не имеет цены».

Уравнения сопряженных переменных в рамках поставленной задачи принимают вид

$$\dot{\psi}_1 = 0; \quad \dot{\psi}_2 = -\psi_1 + 2\omega_{\text{ц}}\psi_4; \quad \dot{\psi}_3 = -3\omega_{\text{ц}}^2\psi_4; \quad (9.65)$$

$$\dot{\psi}_4 = -(2\omega_{\text{ц}}\psi_2 + \psi_3);$$

$$\dot{\psi}_5 = \omega_{\text{ц}}^2\psi_6; \quad \dot{\psi}_6 = -\psi_5. \quad (9.66)$$

Конечные условия для подсистемы сопряженных переменных запишем как

$$\begin{aligned} \psi_1(t_k) &= -2x_1(t_k); \quad \psi_2(t_k) = 0; \\ \psi_3(t_k) &= -2x_3(t_k); \quad \psi_4(t_k) = 0; \\ \psi_5(t_k) &= -2x_5(t_k); \quad \psi_6(t_k) = 0. \end{aligned} \quad (9.67)$$

Решение (9.65) будет иметь вид

$$\begin{aligned} \psi_1 &= -2x_1(t_k) = \text{const}; \\ \psi_2 &= c_4 + 6x_1(t_k)t + 2c_1 \sin \omega_{\text{ц}}t - 2c_2 \cos \omega_{\text{ц}}t; \\ \psi_4 &= c_3 + c_1 \cos \omega_{\text{ц}}t + c_2 \sin \omega_{\text{ц}}t. \end{aligned} \quad (9.68)$$

Соответственно для подсистемы (9.66) получим

$$\psi_6 = c_5 \cos \omega_{\text{ц}}t + c_6 \sin \omega_{\text{ц}}t. \quad (9.69)$$

Отметим здесь, что поиск выражений для функций $\psi_3(t)$ и $\psi_5(t)$ необязателен, поскольку в дальнейшем решении они не используются.

Постоянные интегрирования представим в форме

$$\begin{aligned} c_1 &= 2\omega_{\text{ц}}^{-1} [2x_1(t_k) \cos \omega_{\text{ц}}t_k - x_3(t_k) \sin \omega_{\text{ц}}t_k]; \\ c_2 &= 2\omega_{\text{ц}}^{-1} [2x_1(t_k) \sin \omega_{\text{ц}}t_k + x_3(t_k) \cos \omega_{\text{ц}}t_k]; \\ c_3 &= -4\omega_{\text{ц}}^{-1} x_1(t_k); \\ c_4 &= -2 [3x_1(t_k)t_k - 2\omega_{\text{ц}}^{-1} x_3(t_k)]; \\ c_5 &= -2\omega_{\text{ц}}^{-1} x_5(t_k) \sin \omega_{\text{ц}}t_k; \\ c_6 &= 2\omega_{\text{ц}}^{-1} x_5(t_k) \cos \omega_{\text{ц}}t_k. \end{aligned} \quad (9.70)$$

Теперь нетрудно найти

$$\begin{aligned} \psi_2^2 + \psi_4^2 + \psi_6^2 = & c_1^2 + c_2^2 + c_3^2 + c_4^2 + 36x_1(t_k)t^2 + 12c_4x(t_k)t + \\ & + (3c_2^2 + c_3^2)\cos\omega_0 t_k + (3c_1^2 + c_6^2)\sin^2\omega_0 t_k - 2(3c_1c_2 - c_5c_6)\cos\omega_0 t_k \sin\omega_0 t_k + \\ & + 2(c_1c_3 - c_2c_4 - 12c_2x_1(t_k)t)\cos\omega_0 t_k + 2(c_2c_3 + 2c_1c_4 + \\ & + 12c_1x_1(t_k)t)\sin\omega_0 t_k. \end{aligned} \quad (9.71)$$

Сложная зависимость управлений от времени не позволяет получить решение дифференциальных уравнений движения в аналитической форме и выразить переменные состояния при $t = t_k$ через значения переменных при $t = t_0$.

В силу линейности уравнений движения по отношению к фазовым координатам можно показать, что два подхода, связанных с поиском оптимального управления, описанные в § 7.4, тождественны.

Запишем уравнения движения (9.55) и (9.56) в векторно-матричной форме:

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \mathbf{A} \mathbf{x}(t) + \mathbf{B} [\mathbf{u}(t) + \boldsymbol{\eta}(t)]. \quad (9.72)$$

Введем обозначения

$$\begin{aligned} u_x = u_1; \quad u_y = u_2; \quad u_z = u_3; \\ \eta_x = \eta_1; \quad \eta_y = \eta_2; \quad \eta_z = \eta_3. \end{aligned}$$

Тогда матрицы состояния и управления будут иметь следующий вид:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2\omega_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -2\omega_0 & 3\omega_0^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_0^2 & 0 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Зададим функцию $\varphi(t; \mathbf{x})$ в форме

$$\Phi(t; \mathbf{x}) = \Psi^T(t) \mathbf{x}. \quad (9.73)$$

Согласно (7.43),

$$R(t, \mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\eta}) = \Psi^T \mathbf{A} \mathbf{x} + \dot{\Psi}^T \mathbf{x} + \Psi^T \mathbf{B} \mathbf{u} + \Psi^T \mathbf{B} \boldsymbol{\eta}, \quad (9.74)$$

где $\Psi^T = \Phi_{\mathbf{x}}$, $\dot{\Psi}^T \mathbf{x} = \Phi_t$.

В соответствии с (6.45) и полагая, что возмущения представляют собой неизмеряемые входы, получим

$$\begin{aligned} P(t; \mathbf{x}) &= [\dot{\Psi}^T(t) + \Psi^T(t) \mathbf{A}] \mathbf{x} + \\ &+ (\mu_{\mathbf{u}} - \mu_{\boldsymbol{\eta}}) [\Psi^T \mathbf{B} \mathbf{B}^T \Psi]^{1/2} = c(t), \end{aligned} \quad (9.75)$$

где

$$\mathbf{u}(t) = \mu_{\mathbf{u}} \mathbf{B}^T \Psi(t) [\Psi^T \mathbf{B} \mathbf{B}^T \Psi]^{-1/2}; \quad (9.76)$$

$$\boldsymbol{\eta}(t) = -\mu_{\boldsymbol{\eta}} \mathbf{B}^T \Psi(t) [\Psi^T \mathbf{B} \mathbf{B}^T \Psi]^{-1/2}. \quad (9.77)$$

Заметим, что выражение (9.76) совпадает по форме с выражением (9.62), а (9.77) – с (9.64).

Для выполнения второго равенства соотношения (9.75) необходимо, чтобы коэффициент при $\mathbf{x}(t)$ равнялся нулю, т. е. требуется выполнение условия

$$\dot{\Psi}(t) + \mathbf{A}^T \Psi(t) = 0, \quad (9.78)$$

соответствующего скалярным системам сопряженных переменных вида (9.65), (9.66). Наконец, согласно (7.44), получим

$$G(t; \mathbf{x}) = F(\mathbf{x}(t_k)) + \Psi^T(t_k) \mathbf{x}(t_k) = c_1, \quad (9.79)$$

но

$$F(\mathbf{x}(t_k)) = \mathbf{x}^T \mathbf{K} \mathbf{x}, \quad (9.80)$$

где

$$K = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (9.81)$$

и

$$G(t; \mathbf{x}) = [\mathbf{x}^T \mathbf{K} + \Psi^T(t_k)] \mathbf{x} = c_1. \quad (9.82)$$

Для выполнения равенства (9.82) необходимо, чтобы коэффициент при векторе состояния принимал нулевое значение, тогда получаем равенство

$$\Psi(t_k) = -\mathbf{K}\mathbf{x}(t_k), \quad (9.83)$$

которое с точностью до постоянного множителя совпадает с (9.67). Так как указанный множитель входит в числитель и знаменатель выражения вектора управления, данное обстоятельство не отражается на значении $\mathbf{u}$ и результатах решения системы уравнений движения.

Таким образом, оптимальная стратегия зависит только от требуемого конечного состояния $\mathbf{x}(t_k)$, которое, в свою очередь, сложным образом зависит от вектора начального состояния $\mathbf{x}(t_0)$.

Нетрудно показать, что полученный результат является общим для широкого класса систем, линейных относительно фазовых координат.

В заключение сделаем несколько замечаний, отражающих сложившуюся практику управления полетом при сближении и стыковке кораблей [45].

Контроль и управление отдельными видами маневров ГОГУ и экипажем КА не зависят от этапа и вида маневра. Однако значимость маневров, выполняемых на этапе дальнего наведения, является преобладающей.

Это определяется прежде всего взаимосвязанностью последовательности выполняемых маневров и, кроме того тем, что пос-

ледний маневр дальнего наведения выполняется с таким расчетом, чтобы обеспечить начало участка автономного сближения в определенной точке полета ТК. Поскольку продолжительность участка автономного сближения относительно точно фиксируется во времени, можно считать, что последний маневр дальнего наведения проводится для завершения сближения и касания аппаратов в определенной точке встречи. Выбору этой точки встречи при управлении полетом уделяется особое внимание.

Рассмотрим принципы выбора точки встречи применительно к сближению и стыковке КА «Союз» с ОС «Салют».

Точка встречи выбиралась на витке, имеющем максимальную зону радиовидимости. Эта зона ранее определялась продолжительностью полета КА в области действия отечественных НИП, в дальнейшем она дополнительно расширялась за счет установки корабельных станций слежения по трассе полета в акваториях Атлантического и Тихого океанов, а затем – за счет использования спутников-ретрансляторов.

Расположение точки встречи внутри зоны желательно выбирать таким образом, чтобы обеспечить в начале зоны контроль группой управления включения и работы системы автономного сближения корабля и станции, а в конце зоны связи – контроль завершения процесса механической стыковки КА. Поскольку максимальная суммарная продолжительность этапов ближнего наведения и механической стыковки могла достигать 1,5...2 ч, при меньшем времени длительности зоны радиовидимости протекание всех этапов не удавалось проконтролировать целиком. На практике точку встречи приходилось выбирать таким образом, чтобы этап причаливания, касания и механической стыковки заканчивался в конце зоны радиовидимости.

При таком выборе точки встречи в случае обнаружения группой управления непредусмотренных ситуаций, возникающих на участке причаливания, можно было дать указание экипажу ТК прекратить сближение и зависнуть на небольшом расстоянии от пассивного КА, сохраняя его в поле зрения своих оптических приборов. Такая же возможность прекращения или корректировки процесса появлялась при нерасчетном ходе стягивания КА после их первичного соединения при стыковке. В этих случаях от специалистов по управлению требовался предельно быстрый анализ создавшейся ситуации, чтобы еще до завершения зоны радиовидимости «стыковочного» витка

дать экипажам активного и пассивного кораблей рекомендации о продолжении либо прекращении причаливания или стягивания. Контроль процесса сближения осуществлялся с использованием телеметрической информации от бортовых систем КА, телевизионного изображения с бортовых телекамер (на участке причаливания) и сообщений экипажа. В дальнейшем предполагается для этой цели использовать также телеметрическую информацию от приборов спутниковой системы автономной радионавигации, установленных на сближающихся КА.

Для станции «Мир» с ее значительно большими размерами и инерционными характеристиками, чем ОС «Салют», а также требовавшей определенной ориентации для обеспечения максимального энергопритока от солнечных батарей, отслеживание линии визирования в процессе сближения и стыковки с ней ТК стало неприемлемым. Это было недопустимо по тем же причинам и для МКС, полет которой начался в конце эксплуатации ОС «Мир».

В настоящее время процесс автономного сближения кораблей «Союз» и «Прогресс» с МКС выглядит следующим образом. В завершающей фазе процесса автономного сближения корабль «Союз» или «Прогресс» выводится в ближайшую окрестность МКС на расстояние 400...800 м. Его положение в связанных осях станции может быть произвольным. После этого корабль совершает облет станции с целью выхода на ось ее стыковочного агрегата. Одновременно с облетом уменьшается расстояние между кораблем и стыковочным агрегатом до 170...190 м. При облете станции корабль ориентирован носом в ее сторону, чтобы экипаж и ГОГУ могли зрительно контролировать протекание этого процесса (экипаж – с помощью оптического прибора – визира и носовой телекамеры, ГОГУ – с помощью телекамеры). После выхода на ось стыковочного агрегата станции корабль зависает на расстоянии 170...190 м в течение некоторого времени, используемого для контроля состояния и работы систем корабля, а также ожидания входа корабля и станции в зону уверенной радиосвязи с НКУ. Затем по команде с Земли включается режим причаливания корабля к станции, который завершается их стыковкой.

Примерная циклограмма выполнения этапов автономного сближения выглядит следующим образом (здесь t – время от указанного события до момента касания корабля со станцией, ρ – расстояние между кораблем и стыковочным агрегатом станции):

- начало интегрирования на борту КА векторов состояния КА и ОПС, переданных из ГОГУ: $t \approx 2$ ч 30 мин, $\rho \approx 550 \dots 730$ км;
- включение аппаратуры измерения параметров относительно-го движения КА и ОПС: $t \approx 1$ ч 45 мин, $\rho \approx 180 \dots 220$ км;
- начало облета станции кораблем: $t \approx 30$ мин, $\rho \approx 400 \dots 800$ м;
- начало зависания КА относительно станции (на оси ее стыковочного агрегата): $t \approx 20$ мин, $\rho \approx 170 \dots 190$ м;
- начало причаливания КА к станции: $t \approx 8$ мин, $\rho \approx 170 \dots 190$ м;
- касание станции: $t \approx 0$, $\rho \approx 0$.

Несмотря на то что расчеты маневров сближения проводятся с большой точностью, завершающие события этого участка полета могут быть спрогнозированы с разбросом в 2...3 мин.

Сразу же при входе в зону связи экипаж докладывает о ходе процесса дальнего наведения, работе системы автономного сближения и двигательной установки. В случае аварийных ситуаций экипаж может прерывать процесс сближения еще до входа в зону связи, ГОГУ должна быть готова к анализу принятых сообщений экипажа и срочному воспроизведению ТМИ по процессу сближения, записанной на бортовые запоминающие устройства вне зоны связи.

На участке полета до причаливания основное внимание группы управления и экипажа направлено на анализ динамики сближения, соответствие фактических относительных дальности, скорости и угловой скорости линии визирования заданным значениям. Под особым контролем находятся параметры систем автономного сближения, двигательной установки, энергопитания. Постоянно ведется учет топлива, расходуемого на сближение. Сближение может быть прекращено (автоматически, по радиокомандам с Земли или экипажем) при нештатной динамике, аварийных отказах бортовых систем или перерасходе выделенного топлива.

На участке причаливания дополнительно контролируется взаимная ориентация КА. Этот контроль ведется автоматически БЦВК КА, экипажем по оптическим приборам и группой управления по телевизионному изображению, передаваемому с внешних телекамер сближающихся кораблей. При нештатном протекании процесса причаливание может быть прекращено или переведено с автоматического на ручной режим.

При сближении со станцией беспилотного корабля «Прогресс» Ручное управление им может быть осуществлено экипажем станции с использованием телеоператорного режима.

Информационное обеспечение группы управления на участке сближения и стыковки не менее важно, чем на участке выведения. Также должны быть обеспечены максимально резервированные телеметрические, траекторные, голосовые и телевизионные каналы связи со всеми НИП по трассе полета на стыковочном витке.

В случае использования стационарных СР к перечисленным требованиям добавляется обмен информацией между ЦУП и станциями управления спутниками для взаимного наведения антенн КА на СР и антенн СР на наземные станции ретрансляционной связи. При использовании СР ввиду увеличения зоны связи возможно проведение всех операций сближения, стыковки и проверки герметичности стыка под непрерывным контролем группы управления.

На всех участках маневров и сближения группа управления должна быть готова к работе в нештатных ситуациях и выдаче рекомендаций экипажам.

Для надежного выполнения орбитальных маневров используют все возможности глубокорезервируемых систем современного КА с привлечением в разных сочетаниях автоматических и ручных режимов ориентации и стабилизации, комбинаций ДУ.

Динамика и технология проведения маневров на этапе подготовки к полету моделируется и отрабатывается с участием экипажа КА и группы управления, а затем отражается в бортовой и наземной документации по управлению полетом. В реальной полетной обстановке может потребоваться любой из многочисленных вариантов реализации маневров. Например, для корабля «Союз-ТМ» в полетную документацию внесено четыре резервных варианта маневров. При этом как в основном, так и в резервных вариантах маневров могут использоваться различные сочетания дублированных чувствительных элементов системы управления (инфракрасной вертикали и комплектов датчиков угловых скоростей), коллекторов двигателей ориентации корабля и собственно корректирующего двигателя.

В качестве примера проведения процесса сближения в нештатных условиях приведем [45] выполненную в марте 1991 г. операцию перестыковки корабля (ГК) «Союз-ТМ 11» с одного стыковочного узла станции «Мир» на другой. Необходимость в перестыковке возникла из-за нарушения динамики причаливания по взаимным углам тангажа и курса (ϑ_c и ψ_c) и нестыковки с узлом на модуле «Квант» грузового корабля (ГК) «Прогресс-М 7». Потребова-

лась селекция отказа в системе сближения (на корабле или станции «Мир») и выработка схемы повторной стыковки ГК.

Анализ динамики причаливания ГК к станции, выполненный по телеметрической и телевизионной информации, а также по результатам моделирования на наземных стендах, выявил возможные причины нестыковки (в порядке убывания вероятности):

- повреждение антенны системы сближения на модуле «Квант», обеспечивающей измерения ϑ_c и ψ_c ;
- отказ электроники в системе сближения ОС;
- отказ электроники в системе сближения ГК.

Для идентификации неисправности было решено перевести на стыковочный узел модуля «Квант» «Союз-ТМ 11» с заведомо исправной системой сближения корабля.

Проведенная идентификация отказа позволила через двое суток после перестыковки «Союза» успешно пристыковать ГК «Прогресс-М» к освобожденному узлу на переходном отсеке ОС с исправной антенной системы сближения. Процедура выхода из нештатной ситуации (с момента нарушения динамики причаливания ГК к узлу на модуле «Квант») с учетом времени анализа телеметрической и телевизионной информации, моделирования, корректировки полетной документации, перестыковки корабля «Союз-ТМ 11», маневров дальнего сближения и повторной стыковки ГК заняла почти пять суток.

9.3. СПУСК С ОРБИТЫ

Спуск КА – завершающий этап многих космических операций. В каждом конкретном случае исходные предпосылки в сочетании со спецификой движения КА в атмосфере существенно влияют на используемые методы исследования процесса спуска и результаты решения. Математическое описание спуска, как и аэродинамического маневрирования КА, приводит к существенно нелинейным моделям, анализ которых в полной совокупности сопряжен со значительными трудностями.

Тем более при получении частного численного решения трудно в объеме параграфа проиллюстрировать все способы оптимальных решений. Заинтересованный читатель может быть адресован,

например, к работам [34, 72]. Здесь мы ограничимся в основном изложением практических особенностей управления полетом кораблей типа «Союз» на участке спуска.

Процесс спуска с орбиты обычно подразделяют на ряд последовательных полетных операций:

- подготовку к спуску с предварительным выбором района приземления;
- ориентацию и стабилизацию аппарата для выдачи тормозного импульса схода с орбиты, саму выдачу импульса;
- снижение КА на внеатмосферном и атмосферном участках полета;
- спуск на парашюте и приземление.

С учетом подготовительных операций продолжительность штатного спуска с орбиты обычно занимает время, примерно равное суткам.

Возможны также варианты срочного (аварийного) спуска, если возникает нештатная ситуация, угрожающая безопасности экипажа КА.

Схема спуска, как правило, выбирается из условий выполнения ограничений, накладываемых на условия проведения всех перечисленных полетных операций, особенно в точке приземления.

Снижение уровня перегрузок, действующих на КА в процессе спуска, относится к числу весьма важных требований. Чрезвычайно высокие перегрузки при спуске автоматических КА могут привести к их разрушению или прекращению нормальной работы аппаратуры. Во избежание этого необходимо обеспечивать высокие прочностные характеристики элементов конструкции КА и его аппаратуры, что приводит к их утяжелению. Это, в свою очередь, вызывает уменьшение массы полезной нагрузки КА при неизменной начальной массе. Поэтому при прочих равных условиях предпочтение отдается траекториям, при спуске по которым перегрузка, действующая на КА, минимальна. Учитывая тот факт, что при снижении орбитальных КА максимум перегрузки, как правило, единствен, целесообразно именно значение максимальной перегрузки $I = n_{\max}$ принимать в качестве критерия оптимальности при сравнении разных вариантов (предпочтение отдается траекториям с меньшими значениями $n_{\max}$).

Задача облегчения перегрузочного режима становится еще более принципиальной при спуске пилотируемых КА. Как известно, переносимость экипажем условий спуска зависит от нескольких причин:

- значения максимальной перегрузки;
- времени действия и скорости нарастания перегрузки;
- направления вектора перегрузки по отношению к туловищу космонавта;
- исходного функционального состояния организма, определяемого условиями внешней и внутренней среды.

При достаточно неблагоприятном баллистическом спуске с орбиты ИСЗ максимальная перегрузка $n_{\max}$ не превышает 8–10 единиц ($|\theta_0| < 2...2,5^\circ$), а при использовании КА, обладающих даже малым значением аэродинамического качества, она уменьшается до 4–5 единиц. В качестве ориентировочной оценки предела выносливости обычно принимают значение максимальной перегрузки порядка 12–15, хотя в некоторых случаях человек в состоянии выдержать кратковременные перегрузки ~25 единиц [30, 34].

Проблема минимизации перегрузочного режима для пилотируемых КА, осуществляющих спуск с орбиты ИСЗ в какой-то части снимается при оптимальном расположении космонавта в кресле и входе КА в атмосферу по пологой траектории вблизи границы его захвата атмосферой.

Если задача минимизации перегрузочного режима спуска актуальна, необходимо исходить из следующих соображений.

Для пилотируемых КА при решении задачи снижения уровня перегрузок целесообразно рассматривать некоторый обобщенный критерий, учитывающий ряд дополнительных факторов помимо максимальной перегрузки. В частности, может быть рассмотрен интегральный критерий переносимости перегрузок вида

$$I = \int_{t_0}^{t_k} P(n_{\Sigma}) dt \leq 1, \quad (9.84)$$

где $[t_0, t_k]$ – временной отрезок торможения, а $P(n_{\Sigma})$ – некоторая экспериментальная зависимость, которая может быть представлена [30], например, в виде

$$P(n_{\Sigma}) = \begin{cases} \frac{[cn_{\Sigma} - b]^m}{a}, & \text{если } n_{\Sigma} \geq 3; \\ 0, & \text{если } n_{\Sigma} < 3. \end{cases}$$

Здесь $c > 1$ – постоянный коэффициент, характеризующий степень предельной переносимости повышенной перегрузки; $b = 3$ – значение перегрузки, которую экипаж может переносить достаточно длительное время; $a = 2800$; $m = 1,5 \dots 2$. Модуль полной (суммарной) перегрузки n_{Σ} связан со значением осевой перегрузки n_x соотношением вида $n_{\Sigma} = \sqrt{1 + K_{\delta}^2} n_x$, где K_{δ} – аэродинамическое качество спускаемого аппарата.

Известен и другой вид зависимости $P(n_{\Sigma})$:

$$P(n_{\Sigma}) = 1/\tau(n_{\Sigma}), \quad (9.85)$$

где $\tau(n_{\Sigma})$ – время безопасного воздействия постоянной полной (суммарной) перегрузки.

В отечественной и зарубежной литературе представлены данные о переносимости человеком перегрузок в разных условиях. В частности, в [30] приведены зависимости $\tau(n_{\Sigma})$, соответствующие семи моделям переносимости. При этом, как правило, имеющиеся и широко используемые сведения характеризуют поведение космонавта под действием перегрузок в земных условиях. Длительное пребывание в космосе существенно снижает переносимость перегрузок при спуске с орбиты.

В силу этого при синтезе траекторий спуска не следует выходить за пределы номинального уровня переносимости перегрузок, так как ожидать улучшения не следует, наоборот, номинальный уровень переносимости перегрузок для человека, возвращающегося из космоса, может стать не только предельным, но и превысить его.

При входе КА в плотные слои атмосферы часть его энергии переходит в теплоту, которая передается обшивке. Тепловая энергия, подведенная к КА, частично рассеивается за счет излучения от нагретой поверхности, частично поглощается или уносится (с расходом массы теплозащитного покрытия), частично аккумулирует-

ся за счет теплоемкости конструкции КА. Последнее при недостаточно надежной теплозащите может вызвать повышение температуры силовых элементов, ухудшить условия работы аппаратуры и затруднить жизнеобеспечение экипажа.

В результате возникает проблема защиты КА от чрезмерного нагрева.

Степень важности этой проблемы может быть разной в зависимости от начальной скорости входа и аэродинамической формы спускаемого аппарата.

Следующим важным обстоятельством является необходимость обеспечения посадки на контролируемую территорию, т. е. в границах своей страны. При высоте орбиты $H = 200 \dots 400$ км из 16 суточных витков над территорией СНГ проходит 11, а над приемлемыми районами приземления всего 3–4 витка. Эти 3–4 витка принимают за посадочные, и штатный спуск осуществляется только с них.

Необходимо также обеспечить космонавтам визуальный контроль ориентации корабля перед включением тормозной двигательной установки (ТДУ) и в период стабилизации при ее работе. Для этого экипаж должен иметь возможность наблюдать контрольные ориентиры (земную поверхность, звезды) через оптические приборы или иллюминаторы. Перед включением ТДУ применяется, как правило, трехосная орбитальная ориентация КА, когда ось ТДУ направлена против вектора скорости, а одна из поперечных осей корабля — на центр Земли. Параллельно этой поперечной оси располагаются оптические приборы корабля, по которым осуществляется контроль ориентации.

В зависимости от способа ориентации перед включением ТДУ и стабилизацией корабля при работе двигателя ограничение по визуальному контролю положения КА может быть более или менее жестким.

Наиболее жестко это ограничение при ручном способе ориентации и стабилизации. В этом случае весь участок построения ориентации перед включением ТДУ и полет во время ее работы должен проходить над освещенной Солнцем поверхностью Земли (в крайнем случае, над поверхностью, освещенной Луной; при этом фаза Луны должна составлять не менее $1/2$). Например, для корабля «Союз» продолжительность операций ориентации и стабилизации

около 15 мин. Значит, при сходе с орбиты при попадании в тень должно обеспечиваться время не менее 15 мин от начала операций по ориентации перед включением ТДУ до прохождения кораблем плоскости терминатора. Такой же промежуток времени должен планироваться при выходе из тени от прохождения плоскости терминатора до включения ТДУ.

Следующим условием является необходимость приземления спускаемого аппарата с экипажем в светлое время суток (за определенный период времени до захода Солнца или не ранее определенного периода времени перед его восходом).

Требование штатной посадки на заданную территорию с одновременным соблюдением первого ограничения («свет на орбите») и второго («свет при посадке») определяют возможные временные интервалы (окна) спуска с орбиты ИСЗ.

Например, для ОС «Салют» и «Мир» при обслуживании КА типа «Союз» соблюдение в полной мере первого и второго ограничения создавало для корабля посадочное окно продолжительностью 10...15 сут, причем возникало оно с периодичностью около 52 сут. Жесткие сроки определяли, в свою очередь, жесткие условия на время и периодичность стартов КК (если удовлетворять указанным ограничениям в случае срочного спуска в первые двое-трое суток после старта), что в целом снижало гибкость обслуживания станции транспортными кораблями. Как правило, главным ограничением является «свет на орбите», второе ограничение – «свет при посадке» – менее жестко. В большей степени это относится к кратковременным полетам (например, экспедициям посещения ОС). В этом случае службе поиска приходится обеспечивать обнаружение приземлившегося спускаемого аппарата в ночное время.

После установления посадочных суток внутри окна, а в нем группы посадочных витков, удовлетворяющих перечисленным ограничениям, рассматривают возможные районы посадки на каждом витке. Два витка с наиболее приемлемыми районами приземления и в зависимости от прогнозируемых погодных условий выбирают как основной и резервный. Если по трассе всех посадочных витков не удастся выбрать приемлемый район приземления, должен быть проведен маневр коррекции прохождения. Этим маневром обеспечивается прохождение трассы основного и резерв-

ного посадочных витков через приемлемый район приземления. Маневр коррекции прохождения предпринимается обычно за несколько суток до посадки.

Следующим этапом построения схемы спуска является выбор точки посадки внутри намеченного района приземления по трассе основного и резервного витков и расчет тормозного маневра. Эту точку устанавливают исходя из ряда требований к характеристикам ее окрестности. К их числу относят, например, отсутствие рек и крупных водоемов, лесных массивов, линий электропередачи, населенных пунктов, скального грунта и т. д. При расчете параметров тормозного маневра точка приземления определяется географической долготой по трассе витка, в соответствии с которой выбирают время включения тормозного двигателя, значение и направление тормозного импульса.

Процесс торможения СА в атмосфере проводится таким образом, чтобы на всех возможных траекториях спуска к моменту достижения высоты открытия парашюта (обычно $H = 6 \dots 10$ км) скорость полета гасилась до значений, обеспечивающих работу парашютной системы.

Завершают процесс спуска включение двигателей мягкой посадки СА перед приземлением и собственно приземление.

На участке спуска управление всеми системами СА осуществляется автономно, без вмешательства НКУ. Штатный режим предусматривает автоматическое управление движением бортовыми системами СА. В нештатных ситуациях управление может выполняться космонавтами.

При подготовке программы управления спуском большое внимание уделяется разработке резервных вариантов. Основной спусковой виток всегда резервируется запасным. Для основного и запасного спусковых витков предусматривается несколько вариантов ориентации КА, включения двигателя и стабилизации при включении ТДУ.

В частности, на корабле «Союз» спуск может проводиться не менее чем в десяти вариантах автоматического, полуавтоматического и ручного режимов управления работой бортовой аппаратуры.

Приведем для справки примерную циклограмму спуска с орбиты кораблей «Союз» (указано время в минутах от называемого события до приземления):

включение ДУ для торможения корабля	52,0
выключение ДУ	47,75
разделение отсеков корабля	26,3
вход в атмосферу	23,3
наступление максимальной перегрузки	16,5
включение парашютной системы	14,5
посадка	0

В штатном режиме реализуется вариант *мягкой посадки*.

Глава 10

ОСНОВЫ ПЛАНИРОВАНИЯ И ОПТИМИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ЦЕЛЕВЫХ ОПЕРАЦИЙ

10.1. СУЩНОСТЬ УПРАВЛЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАМИ, ПРОВОДИМЫМИ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Еще раз напомним, что научные и прикладные эксперименты и исследования, проводимые на борту КА, принято относить к числу так называемых целевых операций.

Сущность планирования целевых операций заключается:

а) в установлении необходимости (либо ее отсутствия) обеспечения специальных полетных или динамических условий их выполнения, привязанных к определенным периодам полета;

б) в определении оптимального объема каждой целевой операции;

в) в распределении установленного объема операций по суткам в планируемый период полета.

Управление полетом при выполнении целевых операций (управление экспериментами на борту КА), предусматривает:

- планирование программы экспериментов исходя из их заранее сформулированного назначения;

- контроль состояния используемой аппаратуры и управление ее работой по проведению и регистрации результатов экспериментов;

- управление функционированием дополнительно привлекаемых средств, например наземных астрономических обсерваторий, при проведении комплексных экспериментов;

- управление движением КА в соответствии с принятой программой экспериментов;
- управление информационными потоками, относящимися к программе экспериментов, их оперативный анализ;
- выработку рекомендаций по участию экипажа в проведении экспериментов.

Общая постановка задачи управления экспериментами, осуществляемыми на борту КА, может быть сформулирована следующим образом:

для динамической системы $S \subseteq T \times X \times Y$ (где X – множество входных воздействий; Y – множество выходных воздействий; T – множество дискрет функционирования) требуется задать целевое множество P_0 , такое, что для каждого данного события (t_0, x_0) может быть найдено допустимое управление $u(t) \subset U$, преобразующее событие (t_0, x_0) таким образом, чтобы множество значений $f[t; t_0, x(t_0), u(t)]$, $\psi[t, x(t)]$ пересекалось с целевым множеством P_0 :

$$\{f[t; t_0, x(t_0), u(t)], \psi[t, x(t)]\} \cap P_0, \quad (10.1)$$

обеспечивая экстремум функционалу общего вида

$$I(u(t), y(t), x(t), f, \psi) \rightarrow \text{ext}, \quad (10.2)$$

отражающему условия оптимизации проведения эксперимента.

Существование непустого множества соответствует наличию целевых операций первого типа (см. § 7.1), пустого – целевым операциям второго типа. Для целевых операций первого типа, удовлетворяющих условию $P_0 \subset T \times X \times Y$, необходимо найти закон управления $u: T \times X \rightarrow U$, гарантирующий выполнение требования, выраженного соотношением (10.2).

При отсутствии связи между компонентами вектора состояния $x(t)$ либо расширенного вектора состояния $x_p(t)$, включающего компоненты, определяющие условия проведения эксперимента с вектором управления $u(t)$, задача оптимизации планирования экс-

перимента вырождается в задачу поиска экстремума частного критерия типа «продолжительность наблюдения», «расход ресурсов рабочего тела или экспериментальной аппаратуры», решаемую методами теории поиска обыкновенных экстремумов и функций. Подобные задачи чаще всего возникают [11] при планировании программ астрономических, геофизических и особенно медико-биологических экспериментов.

10.2. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ИНТЕРВАЛОВ ВРЕМЕНИ ВЫПОЛНЕНИЯ ЦЕЛЕВЫХ ОПЕРАЦИЙ

Момент начала и продолжительность экспериментов, относящихся к целевым операциям, определяют исходя из требований увеличения объема и повышения качества получаемой научной информации, либо из экономии ресурсов систем КА и ОС.

Объем научной информации зависит прежде всего от продолжительности зоны проведения эксперимента.

Ориентируясь на результаты работы [11], приведем здесь общий обзор, скорее эвристических, чем строго математических подходов, касающихся выбора стратегий поиска временных условий выполнения целевых операций.

Стратегии оптимального планирования при максимизации объема полезной научной информации наиболее удобно показать на примере проведения астрономических экспериментов.

Продолжительность зоны астрономического эксперимента определяется, что совершенно очевидно, временем видимости изучаемого объекта с КА. Максимальная протяженность зоны при этом может быть обеспечена следующим образом.

Предварительно рассчитывают текущее значение угла между направлением на наблюдаемый объект и нормалью к плоскости орбиты. Этот угол изменяется во времени вследствие прецессии плоскости орбиты. Очевидно, что интервал времени, при котором этот угол окажется наименьшим, будет соответствовать максимальному времени видимости с КА изучаемого астрономического объекта.

Следует отметить, что в реальном полете проведение научных наблюдений будет зависеть от различных ограничений, необходи-

мость учета которых значительно усложняет решение задачи рационального планирования.

В частности, выполнение астрономических экспериментов сопровождается возникновением ограничений по допустимому значению угла между наблюдаемым объектом и Солнцем, Луной и т. д. Отдельные астрономические эксперименты могут проводиться только на теневой части орбиты. В этом случае для установления допустимого периода наблюдения астрономического объекта требуется максимизировать интервал возможного времени наблюдения, определяемый взаимным положением изучаемого объекта, Солнца и плоскости орбиты.

При задании в астрономическом эксперименте каталога изучаемых объектов, наблюдение которых должно осуществляться на теневой части орбиты, временной интервал, достаточный для выполнения эксперимента, определяется из условия, когда острый угол между направлением на Солнце и нормалью к плоскости орбиты находится в пределах от α^* до $180^\circ - \alpha^*$ для рассматриваемого этапа полета. При этом под α^* понимается угол, при котором продолжительность теневого участка орбиты минимальна.

Укажем также и другие типы ограничений. Так, наблюдение некоторых источников излучения (в частности, рентгеновских) невозможно осуществлять при пролете КА над районами с сильным фоновым излучением (например, Бразильская аномалия). Для уменьшения влияния фона от поверхности Земли угол возвышения исследуемого объекта над ней должен превышать в процессе наблюдения некоторое заданное значение. Максимизация продолжительности зон наблюдений в этих случаях проводится с учетом дополнительных ограничений.

При синхронных наблюдениях астрономического объекта максимизация зон эксперимента требует обеспечения одновременной видимости исследуемого объекта с нескольких КА (или с КА и наземных обсерваторий).

В случае исследования земной поверхности для увеличения продолжительности наблюдений учитывается взаимное положение траектории КА и исследуемых объектов. Начало проведения эксперимента желательно выбирать при прохождении КА над максимальным количеством объектов исследования (с учетом ограничений на освещенность исследуемой поверхности, облачность, вводимых на основе прогноза орбитального движения).

Перспективным направлением увеличения объема полезной научной информации в зоне проведения эксперимента является совмещение (одновременное выполнение) различных исследований. Время одновременного выполнения нескольких астрономических экспериментов или астрономических экспериментов и исследований земной поверхности определяется взаимным положением изучаемых объектов на Земле, плоскости орбиты и астрономических источников излучения.

Качество многих видов экспериментов зависит от точности привязки измерений к данным о текущей ориентации аппарата (станции).

Повышение точности определения углового положения КА может быть достигнуто разными методами, зависящими, в частности, от их приборной реализации.

Для наведения оптической оси прибора на исследуемый объект во многих случаях на борту КА должно быть предварительно выполнено построение начальной орбитальной ориентации и затем осуществлены развороты аппарата в расчетные моменты времени. Если ось чувствительности научного прибора совпадает при полете КА в режиме орбитальной ориентации с направлением местной вертикали (что обычно и происходит на практике), то для наведения этого прибора на исследуемый объект достаточно выполнить один разворот аппарата вокруг его продольной оси, перпендикулярной радиусу-вектору орбиты и лежащей в ее плоскости в расчетный момент времени. Можно также выполнить разворот в любой момент времени для КА, сориентированного в орбитальной системе координат с расчетным курсовым углом, т. е. углом между продольной осью аппарата и плоскостью орбиты. Практическое решение этой задачи обычно не вызывает технических трудностей. Ошибка наведения в данном случае будет определяться неточностью орбитальной ориентации, для которой на пилотируемых КА часто используют построитель инфракрасной вертикали (ИКВ) и другие приборы, ориентирующие аппарат с любым заданным курсовым углом.

Следует учесть, что более высокую точность построения и поддержания направления местной вертикали по сравнению с гироскопическим курсом обеспечивают оптические приборы. Поэтому разворот КА вокруг продольной оси в момент, соответствующий минимальному значению угла между положением оси

научного прибора (совпадающим с направлением местной вертикали) и направлением на исследуемый объект, дает более высокую точность наведения вследствие минимального влияния погрешности поддержания требуемого курса (при отсутствии разворотов вокруг продольной оси либо при развороте на 180° ошибка в построении курсового угла совсем не отразится на точности наведения). В данном случае во время наблюдения исследуемый объект должен находиться вблизи плоскости орбиты.

При пассивных закрутках КА, используемых для выполнения экспериментов в режиме обзора, качество получаемой научной информации в значительной степени зависит от точности восстановления при послеполетном анализе параметров ориентации осей приборов в каждый момент проведения эксперимента.

В случае использования двухвекторной системы контроля ориентации*, максимальная точность восстановления углового по-

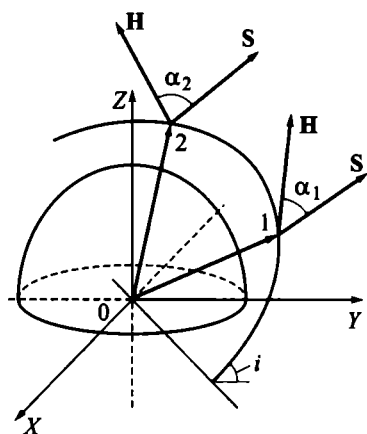


Рис. 10.1. Схема выбора момента для определения углового положения КА по измерениям векторов S и H

ложения по измерениям достигается в момент, соответствующий максимальному значению острого угла между измеряемыми базисными направлениями (рис. 10.1).

При действии на КА магнитных возмущений, искажающих измерительную информацию, повышение точности расчета углового положения может быть обеспечено за счет определения в полете возникающих помех и их алгоритмической компенсации. Наиболее эффективным является выявление магнитных помех при измерениях в районе геомагнитного экватора. При невозможности устранения магнитных помех (например, вследствие их сильной переменности) выполнение научных измерений в режиме обзора целесообразно проводить при

* См., например: А. Липтон. Выставка инерциальных систем на подвижном основании. М.: Наука, 1971.

минимально возможном (для рассматриваемого этапа полета) значении угла между радиусом-вектором КА и направлением из центра Земли в геомагнитный полюс. Тогда за счет снижения влияния возмущений, возникающих на сильно намагниченном КА, на измерения магнитометрического датчика ориентации повышается точность привязки полученной научной информации к ориентации аппарата в пространстве.

Выбор времени выполнения технологических экспериментов, связанных с получением новых материалов или веществ, также влияет на качество конечного результата. Для поддержания минимального уровня перегрузок на КА, находящихся на низких орбитах ($H \leq 300$ км), при технологических плавках целесообразно планировать проведение экспериментов, когда направление на Солнце приблизительно перпендикулярно плоскости орбиты. В этом случае панели солнечных батарей (СБ) автоматически ориентируясь на Солнце, оказываются лежащими практически в плоскости орбиты (ребром к встречному потоку), создавая минимальные перегрузки от аэродинамического торможения, которые для рассматриваемого типа орбит являются основными. Кроме того, отсутствие интенсивных разворотов СБ для отслеживания Солнца, создающих возмущения для требуемого режима микрогравитации, также будет способствовать чистоте проведения эксперимента.

Время проведения геофизических экспериментов по условию оптимальной освещенности исследуемой части поверхности Земли (определяющей в данном случае качество процесса наблюдения) рассчитывается с помощью алгоритмов, учитывающих взаимное положение космического аппарата, Солнца и исследуемых объектов.

Таким образом, как отмечено выше, для обеспечения высокого качества и увеличения объема научной информации на начальном этапе планирования необходимо учитывать, что для многих типов КА ОС *технологические* эксперименты следует выполнять в интервалы времени, когда направление на Солнце составляет с нормалью к плоскости орбиты минимальный угол. Так как *астрономические* эксперименты обычно ставят при движении КА по участку орбиты, не освещаемому прямым солнечным светом, их проведение следует планировать в периоды, когда направление на Солнце составляет малый угол с плоскостью орбиты. При промежуточных значениях угла между плоскостью орбиты и направле-

нием на Солнце можно проводить *геофизические* исследования. Однако в момент съемки всегда необходима достаточная или наилучшая освещенность фотографируемой поверхности.

Медико-биологические эксперименты общего плана, как правило, выполняют равномерно в течение всего полета. В этом смысле большинство из них должно быть отнесено к целевым операциям второго типа.

Приведенные сведения не исчерпывают всего многообразия ситуаций, возникающих при оперативном планировании экспериментов, выполняемых на КА. Тем не менее они достаточно полно иллюстрируют основные идеи излагаемого подхода к выбору момента выполнения эксперимента [11].

10.3. ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ БЕСПЕРЕГРУЗОЧНЫМ РЕЖИМОМ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

При технологических, биологических, физико-химических и некоторых других видах экспериментов перегрузки, испытываемые КА, в идеале должны быть нулевыми, по крайней мере, не должны превышать заданных значений.

Анализ ускорений, возникающих под влиянием естественных сил и при работе исполнительных органов бортовых систем, дает основание считать, что наибольшие перегрузки создаются при включении реактивных двигателей, корректирующих орбиту ОС, поэтому указанные эксперименты следует проводить между коррекциями орбиты. Возможен и другой подход, основанный на использовании для управления движением КА двигателей малой тяги или управляющих его ориентацией силовых гироскопов, работа которых не препятствует проведению экспериментов. Помимо снижения уровня перегрузок с помощью двигателей малой тяги можно одновременно выполнять ориентацию и коррекцию, достигая значительной экономии топлива. Такое совмещение режимов реализуется приложением к КА нецентральной силы, создаваемой реактивным двигателем, вектор тяги которого не проходит через центр масс. Подробное исследование режимов совмещенного

управления, в свое время предложенных А.Л. Судаченко, было выполнено В.Н. Воронковым.

В качестве примера рассмотрим постановку задачи оптимального совмещения управления движением центра масс с разворотом КА вокруг главной центральной оси инерции при ограниченной максимальной угловой скорости разворота.

Пусть на КА, представляющий собой свободное твердое тело, действует нецентральная реактивная сила $\mathbf{P}(|\mathbf{P}| = \text{const})$, вызывающая его движение в неподвижной в инерциальном пространстве плоскости, перпендикулярной одной из главных центральных осей инерции аппарата.

Для описания движения КА в плоскости разворота введем в рассмотрение прямоугольные системы координат с началом в центре масс: инерциальную $Ox_n y_n z_n$ (ось Ox_n совмещена с заданным направлением V_x выдачи корректирующего импульса) и $O\eta\xi\zeta$, связанную с КА.

Допустим, что в процессе разворота сила $\mathbf{P}$ может быть приложена в одной из двух, расположенных на оси $O\xi$, точек: A или A' ($OA = OA'$). Это позволит создать управляющий момент заданного значения и знака при одновременном выполнении условия

$$|\mathbf{P}\mathbf{V}_x| \leq \pi/2. \quad (10.3)$$

Тогда можно сформулировать задачу оптимального совмещения в следующем виде: найти управление, удовлетворяющее дифференциальным связям

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= \omega; \\ \dot{W} &= \frac{P}{J_p} |\text{sign} I| \cos(\varphi - \psi), \end{aligned}$$

доставляющее максимум функционалу

$$I = \int_0^T \cos \varphi dt$$

при заданном времени разворота

$$T = \text{const}$$

и выполнении краевых условий

$$\psi(0) = \psi_0; \quad \omega(0) = 0;$$

$$\psi(T) = \psi; \quad \omega(T) = 0,$$

где ψ – угол между OX_n и $O\eta$; $|l| = OA = OA'$; ω – скорость разворота; φ – угол между OX_n и P ; J_p – момент инерции КА относительно оси разворота.

Из-за нелинейности уравнений движения и закреплённости правого конца фазовой траектории решение задачи выполняется численно, а для применения в системах управления подбирается достаточно простой квазиоптимальный закон изменения $\varphi(\psi)$, полученный, в частности, в кандидатской диссертации В.Н. Воронкова.

Изложенное дает основание сделать вывод [7], что проведение экспериментов на борту КА требует соответствующего баллистического обеспечения. Указанный вид обеспечения предполагает проведение расчетов и выдачу в группу управления полетом необходимой баллистической и управляющей информации, перечисленной ниже.

1. Данные для построения требуемой ориентации ОК или ОС (курсовой угол, время разарретирования гироскопов, программные углы разворотов, выполняемых автоматически, углы разворотов, осуществляемых вручную).

2. Параметры движения орбитального комплекса или станции на интервале времени проведения экспериментов, в том числе высота орбиты над поверхностью Земли, геодезические широты и долготы подспутниковых точек, орбитальный азимут и угол места объекта наблюдения или других сопутствующих объектов (Солнца, Луны, планет, источников излучения на небесной сфере), угловые расстояния объектов наблюдения над местным или видимым горизонтом Земли, угловой радиус Земли, следы координатных осей связанной системы координат ОК или ОС на небесной сфере, углы «Солнце – объект – Земля» (СОЗ) и/или «Солнце – объект – Луна» (СОЛ) и т. д. Помимо отмеченных могут использоваться и

другие параметры, характерные только для конкретных типов экспериментов и изменяющие свои значения при движении ОК или ОС по орбите.

3. Характеристики, определяющие выполнение баллистических либо кинематических условий проведения экспериментов на заданном суточном или одновитковом интервале движения станции (комплекса) по орбите. В качестве примера таких характеристик могут быть названы: московское время восхода и захода исследуемых объектов наблюдения, время прохождения комплексом плоскости терминатора, время начала и завершения наблюдений, координаты полюса орбиты на небесной сфере, параллакс и дальность до наблюдаемого объекта, время прохождения восходящего узла орбиты и оскулирующие элементы орбиты станции или ОК в инерциальной системе координат при оскуляции на этот момент времени.

4. Уставки на бортовые приборы (секстант, астроориентатор, солнечный датчик), используемые при проведении экспериментов.

5. Управляющая информация, используемая для управления внебортовыми устройствами и техническими средствами, задействованными при проведении экспериментов. К такого вида информации относят, в частности, целеуказания средствам НКУ.

Помимо перечисленных видов баллистических и управляющих данных при проведении экспериментов на борту ОК и ОС может использоваться различная справочная информация, применяемая для оценки условий проведения конкретных экспериментов, их планирования и учета погрешностей результатов обработки данных. Как правило, эта информация представляет собой предварительно рассчитанный материал, оформляемый в виде графиков или таблиц.

Глава 11

ОСНОВЫ ОПЕРАТИВНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ПОЛЕТА УТИЛИЗИРУЕМЫХ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ, ВЫРАБОТАВШИХ РЕСУРС

11.1. ИСХОДНЫЕ ПРЕДПОСЫЛКИ УТИЛИЗАЦИИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

Жизненный цикл любой технической системы, включая КА, предполагает необходимость ее утилизации. Существующие методы утилизации космических объектов основаны на запланированном спуске с орбиты для последующего движения в атмосфере Земли, при котором они разрушаются и сгорают. Только незначительная часть крупных и тяжелых фрагментов достигает земной поверхности. Для исключения возможности нанесения этими фрагментами ущерба заранее определяют допустимые безопасные районы их снижения – как правило, свободные от судоходства районы акватории Мирового океана [34].

Для аппаратов, завершение полета которых целенаправленным спуском с орбиты предусмотрено в исходном плане, принципиальных проблем не существует. Конструкция КА в этом случае предполагает возможность спуска с орбиты за счет сообщения аппарату в требуемое время фиксированного тормозного импульса в заданном направлении с помощью запаса топлива, сохраняемого для этой операции.

Предварительное же планирование утилизации крупногабаритных космических конструкций, монтируемых на орбите из отдель-

ных доставляемых в космос модулей, их утилизации является весьма проблематичной задачей. К числу таких объектов относят, в частности, крупногабаритные космические телескопы и пилотируемые ОК сложной архитектуры.

Априори спланировать их возвращение и предусмотреть создание условий безопасного спуска с орбиты, особенно после выработки ресурса, практически невыполнимо из-за неопределенной архитектуры конструкции, а также невозможности ее ориентации и стабилизации на стадии предпускового периода с требуемой точностью, исключительных трудностей расчета необходимых запасов топлива.

Прекращение обслуживания подобных объектов после выработки ресурса приводит к превращению их в космический мусор, случайным образом входящий в плотные слои атмосферы. В результате вероятный район падения фрагментов конструкции спрогнозировать крайне сложно. Это можно сделать только за несколько витков до входа в атмосферу, да и то с большой погрешностью. В табл. 11.1 [34], приведены данные по разбросам прогнозируемых параметров и районов падения фрагментов КА в зависимости от времени длительности прогноза определения орбиты.

Таблица 11.1

Разброс параметров и районов падения фрагментов КА

Длительность прогноза	Прогнозируемый параметр	Ориентировочный разброс	Прогнозируемый район падения
10 сут	Дата падения	± 1 сут	Полоса поверхности Земли от $+i^\circ$ (с. ш.) до $-i^\circ$ (ю. ш.), где i – наклонение орбиты
7 сут	То же	$\pm 0,8$ сут	То же
5 сут	«	$\pm 0,5$ сут	«
3 сут	Дата и время падения	± 10 ч	«
1 сут	Время падения	± 2 витка (± 3 ч)	По трассам витков

Окончание табл. 11.1

Длительность прогноза	Прогнозируемый параметр	Ориентировочный разброс	Прогнозируемый район падения
4 витка	То же	$\pm 0,5$ витка (± 40 мин)	По трассе витка
1 виток	Район падения	± 10 мин	$\pm 8000 \dots 10\,000$ км

Учитывая, что скорость подлета к поверхности Земли не сгоревших в атмосфере фрагментов конструкции достигает десятков и даже сотен метров в секунду, подобный неуправляемый процесс может привести к весьма отрицательным и даже чрезвычайным последствиям.

Таким образом, при всей сложности планирования процесс спуска должен оставаться контролируемым. Определенный опыт решения такого типа задач был накоплен при утилизации выработавшего ресурс ОК «Мир».

Вопрос о необходимости прекращения функционирования ОК «Мир» был поставлен в конце 1997 – начале 1998 г. К этому времени практическая космонавтика уже имела негативный опыт прекращения функционирования станции «Салют-7» и американской станции «Скайлэб», некоторые не сгоревшие в атмосфере элементы которых упали соответственно на территорию Южной Америки и Австралии. Учитывая, что масса ОК «Мир» (более 130 т) существенно превосходила массу указанных станций, достижение ее фрагментами (общей массой в несколько десятков тонн) поверхности Земли могло привести к катастрофе. При этом потенциально опасные районы падения до самого последнего момента оставались неопределенными. Это означало, что уязвимыми оказывались все страны, расположенные в районах от 52° ю.ш. до 52° с. ш.

Понимание возможных последствий утери контроля за спуском привело к созданию уникальной методики решения рассматриваемой проблемы. Потребовалось почти три года на специальные исследования и доработки, чтобы получить минимально необходимые условия, позволившие перевести решение проблемы в практическую плоскость. Не останавливаясь здесь на рассмотрении всей совокупности этих условий, подробно изложенных в [34],

а также в ряде специальных работ*, основное внимание уделим баллистическому обеспечению планирования полета выработавших ресурс космических конструкций на завершающей стадии их функционирования.

11.2. УСЛОВИЯ ПОЛЕТА, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ КОНЦЕПЦИЮ ОПЕРАТИВНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ

В § 6.1 отмечалось, что при отсутствии уверенности в адекватности номинального плана фактически реализуемым условиям полета возможны два подхода к решению проблемы планирования:

- априорная разработка нескольких резервных вариантов плана с последующим осуществлением того, который в наибольшей степени удовлетворяет складывающимся в реальном полете условиям;
- оперативное планирование, выполняемое непосредственно в процессе полета и ориентированное на учет текущей информации об условиях его протекания.

Управление полетом выработавших ресурс крупногабаритных фрагментов конструкций космических КА на заключительном этапе их функционирования происходит при уровне априорной неопределенности, в принципе исключающем использование первого подхода.

При прочих равных условиях существуют два крайних варианта по энергетическим и временным затратам на реализацию рассматриваемой схемы утилизации космических объектов.

Первый вариант связан с выдачей тормозного импульса скорости сразу после прекращения обслуживания объекта, т. е. когда он находится на рабочей орбите. При этом требуются максимальные затраты топлива и минимальное время для принятия решения. Но область неопределенности состояния объекта и уровень точности прогнозирования его изменения оказываются приемлемыми.

* См., например: *Иванов Н.М.* Управление полетом орбитального комплекса «Мир» на завершающем этапе его работы // Известия РАН. Теория и системы управления. 2002. № 4. С. 89–115; *Анфимов Н.А., Иванов Н.М.* и др. Особенности баллистико-навигационного обеспечения управления орбитальным комплексом «Мир» на этапе завершения его полета // Космонавтика и ракетостроение. 2001. Т. 25. С. 11–32.

Второй вариант предполагает предварительное (плохо прогнозируемое) естественное снижение объекта под действием аэродинамического сопротивления до некоей малой высоты орбиты, после которого формируется тормозной импульс. Данный вариант связан с минимальными затратами топлива и требует максимального времени при более высоком уровне неопределенности практической реализации процесса, обусловленного:

- неоднозначностью фиксации конкретных сроков увода объекта с рабочей орбиты;
- отсутствием данных о минимальной высоте управляемого устойчивого полета объекта;
- высокой неопределенностью его аэродинамических характеристик на высотах $H < 250$ км;
- отсутствием реальных данных по зависимости плотности атмосферы от времени и высоты полета;
- необходимостью введения специальных экстремальных режимов работы бортовых систем;
- адаптацией плана к складывающимся условиям в процессе полета.

Предпочтение того или иного варианта с учетом их достоинств и недостатков требует обоснования критерия сопоставления возможных решений. В большинстве случаев в качестве такого критерия можно принять энергетические затраты на формирование тормозного импульса. Размер затрат зависит от высоты орбиты и для ОК находится в ориентировочном диапазоне значений характеристической скорости: $\Delta V|_{400} \approx 96$ м/с для орбит высотой 400 км, $\Delta V|_{200} \approx 40$ м/с для орбит высотой 200 км.

На первый взгляд указанные цифры кажутся не столь большими, но если учесть, что изменение скорости движения КА по орбите на $\Delta V = 1$ м/с требует затрат топлива примерно 4 % от массы КА, подобное утверждение не покажется столь бесспорным. К тому же для доставки на орбиту такого количества топлива потребуются расходы, равные выводу самого КА.

Таким образом, после сопоставления вариантов возможных схем напрашивается однозначный ответ: предпочтение должно быть отдано второму варианту. Но тогда необходимо решить, до каких высот допустимо естественное снижение объекта без вмешательства с Земли? Ответ на этот вопрос следует искать с учетом

множества обстоятельств, но в первую очередь зависимости времени существования объекта от исходной средней высоты круговой орбиты $H_{\text{ср}}$ для конкретного значения его баллистического коэффициента, определяемого отношением $(C_{\text{ха}} S_{\text{м}})/2m$, где $C_{\text{ха}}$ – коэффициент силы аэродинамического лобового сопротивления; $S_{\text{м}}$ – площадь миделевого сечения; m – масса объекта. При $H_{\text{ср}} > 300$ км это время исчисляется месяцами, а при $H_{\text{ср}} \leq 200$ км оно чрезвычайно мало. Если учесть действующие возмущения и ошибки определения параметров окружающей среды и характеристик объекта, то его может не хватить на проведение заключительных операций. Данное обстоятельство следует учитывать при планировании посредством формализации заключительных операций полета, подразделяемых на два этапа:

- обеспечение выхода объекта в заданное время на *предпусковую орбиту*, на которой начинаются маневры формирования спусковой орбиты;

- формирование *спусковой орбиты*, на которой выдается последний завершающий импульс торможения и объект входит в плотные слои атмосферы в расчетной точке.

Спланировать заранее эти этапы нельзя из-за невозможности прогнозирования солнечной активности, от которой зависит плотность атмосферы, и наличия ошибок в определении баллистического коэффициента. Особенно это касается первого этапа, так как ошибки прогнозирования движения пропорциональны интервалу прогноза. Как следствие, обеспечение перехода на предпусковую орбиту в строго заданную дату делает эту задачу проблематичной. Действительно, ошибки прогнозирования движения центра масс объекта определяются:

- ошибками модели движения;
- ошибками определения текущего вектора состояния объекта.

Принято считать, что в долгосрочном прогнозе доля ошибок определения текущего вектора состояния несоизмеримо меньше, чем ошибок модели движения. Поэтому на начальной стадии расчетов их можно не принимать во внимание. Что касается ошибок модели движения, то для долгосрочного прогноза наиболее весомы ошибки учета значения торможения при снижении объекта в атмосфере. Сила торможения эквивалентна силе лобового сопротивления, которая

пропорциональна произведению коэффициента силы лобового сопротивления, определяющего форму конструкции, на площадь миделевого сечения и скоростной напор, равный $0,5\rho V^2$, где ρ – плотность атмосферы. Отметим, что произведение $C_{x0}S_m$ зависит от текущей ориентации объекта в процессе его орбитального движения, определяемой решаемыми задачами и другими объективными факторами.

Плотность атмосферы зависит от времени суток, времени года и состояния солнечной и геомагнитной активности. При этом следует иметь в виду, что ошибки модели плотности атмосферы на высотах порядка 400 км составляют 5...7 %.

Точность прогнозирования орбитального движения объекта как минимум не может быть выше точности прогнозирования параметров состояния атмосферы. Изменение плотности атмосферы определяется очень сложной зависимостью от солнечной активности и геомагнитных возмущений. Учитывая это, в практике баллистических расчетов при планировании, как правило, используют упрощенную аппроксимирующую зависимость вида

$$\rho = \rho_n K_1 K_2 K_3(F) K_4(a_p) \quad (11.1)$$

при

$$\rho = \rho_0 \exp [a_1 - a_2 (H - a_3)^{1/2}], \quad (11.2)$$

где ρ_0 и ρ_n – плотность ночной атмосферы у поверхности Земли и на высоте H соответственно; K_1 – коэффициент, учитывающий суточный эффект в распределении плотности; K_2 – поправка на полугодовой эффект; K_3 – множитель, который характеризует изменение плотности в зависимости от солнечной активности, задаваемой индексами солнечной активности F , имеющими порядок 10^{-20} при размерности Вт/(м²·Гц); K_4 – множитель, учитывающий корреляцию между плотностью атмосферы и ее геомагнитной возмущенностью; a_p – индекс геомагнитной возмущенности; a_1 , a_2 и a_3 – коэффициенты модели, используемые для расчета плотности атмосферы при разных уровнях солнечной активности.

Изменение плотности атмосферы от высоты орбиты H для разных значений индексов солнечной активности обычно задают в

виде графиков либо таблиц, которые в ряде случаев оформляют как отраслевой стандарт (например, ГОСТ 25645.202–83. Методика расчета характеристик вариаций плотности и ГОСТ 25645.302–83. Методика расчетов солнечной активности). Следует иметь в виду, что в этих регламентирующих материалах задаются номинальные табличные (либо графические) характеристики. Реальные же текущие (фактические) индексы солнечной активности $F_{\text{тек}}$ и геомагнитной возмущенности $a_{p \text{ тек}}$ подвержены столь значительным изменениям, что существенные вариации их могут иметь место даже в пределах одних суток, не говоря уж о разных сутках. Это практически исключает возможность их прогнозирования на сколь-нибудь значительный срок, но поскольку без учета их изменений при планировании полета обойтись невозможно, используют некоторые средние значения $F_{\text{ср}}$ и $a_{p \text{ ср}}$. При этом, естественно, чем меньше период осреднения, тем выше достоверность прогноза движения объекта. Однако использование слишком малых периодов осреднения (меньше суток) представляется лишенным смысла в силу того, что и длительность прогноза движения объекта должна соответственно уменьшаться.

Вообще говоря, существующая практика управления полетом конкретных КА дает основание считать, что прогнозирование движения на длительный срок с выходом на уровень высот порядка 200 км сопряжено с наличием значительных ошибок. В частности, разброс времени достижения КА высоты 200 км при высоте исходной круговой орбиты $H_{\text{ср}} \approx 365$ км может превышать 40 % [34]. Данное обстоятельство свидетельствует о невозможности выхода объекта на предпусковую орбиту в заранее определенное время без вмешательства в процесс управления на основе соответствующего оперативного плана полета. Когда требование, касающееся времени достижения высот, является достаточно жестким, его выполнение будет сопряжено с дополнительными энергетическими затратами на проведение коррекций траектории спуска или с разработкой отраженной в оперативном плане специальной программы управления баллистическим коэффициентом путем изменения ориентации объекта при полете на первом этапе снижения. При этом допустимо использование следующей модели расчета движения объекта с учетом возможных ошибок.

Расчет номинальной орбиты может проводиться при номинальном значении баллистического коэффициента S_6 и текущем прогнозе

среднего уровня солнечной и геомагнитной активности. Возможен и другой подход, при котором рассматриваются крайние варианты – максимальное и минимальное торможение. При таком подходе закладывается 30 %-ная ошибка определения силы торможения объекта в атмосфере, что приводит к необходимости проведения расчетов для $S_{б. \max} = 1,3$, $S_{б. \text{ном}}$ и $S_{б. \min} = 0,7 S_{б. \text{ном}}$. Отметим, что разброс времени существования объекта для различных значений S_b достаточно велик и составляет, как отмечалось выше, многие месяцы в случае спуска с круговой орбиты высотой $H_{\text{ср}} \approx 400$ км.

Второй этап – формирование спусковой орбиты – наиболее кратковременный и ответственный, чем первый, требует максимального внимания при оперативном планировании. Для него, как и для предшествующего этапа, можно выделить и сформулировать ряд основополагающих положений, требующих учета в процессе планирования полета:

1) в силу эффекта скругления орбиты под действием естественного аэродинамического торможения утилизируемый объект на завершающем этапе работы (этап предпусковой орбиты) всегда будет находиться на орбите, близкой к круговой;

2) с уменьшением средней высоты орбиты плотность атмосферы возрастает на порядок через каждые 50...70 км;

3) высота исходной круговой орбиты определяет время на проведение заключительных операций, которое резко сокращается с уменьшением ее в силу нелинейного характера среднесуточного падения высоты орбиты;

4) из-за высокого уровня априорной неопределенности информации о состоянии атмосферы стратегия управления должна выбираться с учетом возможных нештатных ситуаций и гарантироваться соответствующим резервированием основных динамических операций;

5) резервирование должно предусматриваться для всех маневров, в том числе и для последнего, обеспечивающего вход в плотные слои атмосферы;

6) резервные маневры предпусковой орбиты следует планировать как на дополнительных витках текущих суток полета, так и на следующие сутки ввиду необходимости контроля этих операций с Земли;

7) в подавляющем большинстве случаев высота предпусковой орбиты должна превышать 200 км;

8) в качестве спусковой следует использовать эллиптическую орбиту с максимально возможным эксцентриситетом, т. е. при максимальной высоте апоцентра h_a и минимальной высоте перицентра h_n ;

9) ориентация оси аписид спусковой орбиты должна выбираться из условия расположения перицентра над выбранным районом захоронения, при этом импульс на торможение, подаваемый в апоцентре, будет формироваться в условиях минимальной плотности атмосферы при минимальных возмущающих воздействиях;

10) выбор параметров спусковой орбиты должен осуществляться исходя из некоторого минимального гарантированного времени существования объекта на этой орбите, зависящего от его типа с учетом возможных вариаций условий на подачу тормозного импульса и обязательного требования резервирования последнего маневра (в предельном случае должны быть гарантированы еще одни сутки на повторное проведение заключительных операций при невозможности их проведения по тем или иным причинам в выбранные сутки или при нештатном их исполнении);

11) реализация значения тормозного импульса, подаваемого в апоцентре для схода с орбиты на траекторию захоронения (не менее $\Delta V_{\text{эф}}$), должна гарантировать эффективное понижение высоты перицентра, определяемое с учетом времени работы ДУ, в том числе и за пределами апоцентра, резко снижающего эффективность коррекции ввиду скругления орбиты.

11.3. ПЛАНИРОВАНИЕ И ОПЕРАТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ ОРБИТАЛЬНОГО КОМПЛЕКСА «МИР» НА ЗАВЕРШАЮЩЕМ ЭТАПЕ ЕГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

Следуя [34], дадим краткое изложение описанной выше общей стратегии при практическом решении проблемы возвращения на Землю ОК «Мир», выработавшего свой ресурс.

В результате всесторонних предварительных исследований в качестве основного рабочего варианта была принята стратегия работы с ОК «Мир» на завершающем этапе его существования, соответствующая изложенным выше положениям. С учетом резуль-

татов прогнозирования движения комплекса проведение завершающих операций назначили на конец февраля – начало марта 2001 г. Были проанализированы имеющиеся возможности комплекса с точки зрения формирования тормозного импульса его схода с орбиты.

Для коррекции орбиты ОК «Мир» в штатном полете использовался сближающе-корректирующий двигатель (СКД) ГК «Прогресс-М», развивающий тягу $P = 300$ кг. При этом ΔV во всех случаях не превышало 6 м/с. Кроме СКД на «Прогрессе-М» имелись еще восемь двигателей малой тяги (так называемые ДПО), в принципе способных создать суммарную тягу на торможение (вдоль оси базового блока, модуля «Квант» и пристыкованных кораблей), равную 100 кг.

Основная особенность операции торможения заключалась в том, что при создании и эксплуатации двигателей не ставилась задача использования их в таком качестве. Именно с этим были связаны основные трудности, обусловленные исключительно малой тяговооруженностью и низкой эффективностью этих двигателей при их использовании в качестве ТДУ. Кроме того, тормозные импульсы были малы ввиду конструктивных ограничений на допустимое время непрерывной работы двигателей: 300 с при работе СКД и 400 с при работе ДПО. Указанные ограничения оказались достаточно жесткими, поскольку для сообщения тормозного импульса $\Delta V = 1$ м/с двигатели должны работать:

- СКД, $\Delta t = 44...46$ с (при расходе около 45 кг топлива);
- восемь ДПО, $\Delta t = 132$ с (расход топлива 48 кг);
- совместно СКД и восемь ДПО, $\Delta t = 33...35$ с (расход топлива около 46 кг).

Учитывая ограничения по времени непрерывной работы двигателей, удалось подсчитать, что при работе СКД в течение 300 с можно ориентироваться на получение тормозного импульса ОК, равного лишь 6...6,5 м/с, а при работе восьми ДПО в течение 400 с – на ≈ 3 м/с. При этом уменьшение скорости торможения в апоцентре орбиты ОК на $\Delta V = 1$ м/с обеспечивало понижение высоты перицентра на 3...3,5 км. Другими словами, при $\Delta V \approx 6$ м/с перевод ОК на траекторию спуска оказывался возможным лишь с орбиты, высота перицентра которой составляла менее 105 км.

Даже при одновременной работе всех двигателей высота перигея орбиты, в апоцентре которой мог подаваться последний заключительный импульс, не должна была превышать 115 км. Практически реализовать устойчивую орбиту с такими параметрами невозможно. Поэтому определение допустимой минимальной высоты $H_{\min}$ управляемого полета ОК оказалось одним из наиболее принципиальных при планировании и практической реализации процесса спуска.

Полет ОК «Мир» в штатном режиме проходил на высоте ≈ 400 км, исходя из чего выбирались все настроечные параметры системы управления (прежде всего системы стабилизации). При изменении высоты полета с 400 до 180 км плотность атмосферы возрастает в 1000, а до 120 км – в 10 000 раз со всеми вытекающими отсюда последствиями. Расчеты показали, что если рассматривать ОК как абсолютно жесткую конструкцию, то УВ для обеспечения стабилизирующего полета хватило бы до высот не менее 135...140 км. Но ОК «Мир» никоим образом не мог быть отнесен к категории жестких объектов. Предсказать его поведение при резком увеличении распределенных возмущающих аэродинамических сил не представлялось возможным из-за высокой вероятности возникновения колебательных режимов, в том числе автоколебательных.

В связи с этим было принято компромиссное решение: минимальная высота спусковой орбиты должна быть не менее 155 км и находиться, естественно, над ожидаемым районом падения несгоревших элементов конструкции (НЭК). При этом планировалось, что время полета ОК на высотах, меньших 200 км, должно быть минимальным. Несложные расчеты показали, что для спуска с такой орбиты потребуется тормозной импульс $\Delta V \approx 22...25$ м/с (при располагаемом не более 10 м/с). С учетом всех обстоятельств, связанных с практической реализацией принятой стратегии, было определено, что затраты характеристической скорости для суммарного импульса должны составить $\Delta V > 40$ м/с. Этому соответствовала суммарная масса требуемого на выполнение операции топлива, применительно к ОК «Мир», равная примерно 2000 кг. Однако при использовании штатного грузового корабля «Прогресс-М» обеспечить доставку на борт ОК такого количества топлива не представлялось возможным. В результате было принято решение о

создании нового (модифицированного) грузового корабля «Прогресс-М1», обеспечившего существенное расширение планируемых динамических операций.

Так, к моменту завершающих активных операций запасы топлива на борту ОК «Мир» гарантировали выдачу суммарного импульса скорости на уровне 45 м/с: с помощью СКД можно было отработать примерно 16 м/с, остальные – с помощью ДПО. Это создавало проблемы, хотя и не столь глобальные, как нехватка требуемого энергетического запаса. Дело заключалось в том, что при маневре изменения параметров орбиты теоретически оптимальным считается мгновенное приложение корректирующих импульсов. Строго говоря, понятие *мгновенности* условно даже для СКД, а тем более для двигателей малой тяги, какими являются ДПО. Это условие нарушается даже при относительно малых значениях ΔV . Например, при $\Delta V \approx 10$ м/с время непрерывной работы восьми ДПО должно превысить 20 мин. За этот период ОК перемещается по орбите почти на четверть витка, что значительно снижает эффективность коррекции. Маневр было решено провести на этапе реализации плана в процессе оперативного управления.

Так или иначе доставка ГК «Прогресс-М1» топлива на борт ОК позволила непосредственно приступить к осуществлению плана полета.

Был определен допустимый район возможного падения НЭК ОК «Мир» – малонаселенный и свободный от судоходства район южной части Тихого океана с координатами угловых точек:

$$\varphi = 53^\circ \text{ ю.ш.}, \lambda = 175^\circ \text{ з.д.};$$

$$\varphi = 30^\circ \text{ ю.ш.}, \lambda = 175^\circ \text{ з.д.};$$

$$\varphi = 30^\circ \text{ ю.ш.}, \lambda = 90^\circ \text{ з.д.};$$

$$\varphi = 53^\circ \text{ ю.ш.}, \lambda = 90^\circ \text{ з.д.},$$

где φ – широта, λ – долгота фиксируемой точки района.

С учетом особенностей управления ОК и возможного разброса (разлета) несгоревших элементов конструкции (± 3000 км вдоль и ± 1000 км поперек трассы) в каждые сутки существовало лишь несколько витков, на которых выполнялись условия обеспечения падения НЭК в этом районе (1-й, 2-й и 3-й суточные витки). Уместно напомнить, что в России в качестве односуточного витка принято считать 1-й виток, долгота восходящего узла которого лежит за-

паднее 20° в. д. Это также создало проблему. Было решено, что оперативное планирование, связанное с проведением активных завершающих операций и соответственно с окончательным выбором параметров предпусковой орбиты и стратегии перевода ОК на спусковую орбиту, должно осуществляться с момента достижения средней высоты полета $H_{\text{ср}} = 240 \dots 250$ км при учете реально развивающихся событий.

Предпочтение отдали трехсуточному варианту спуска ОК с орбиты. Первоначально казалось, что этот вариант удовлетворяет всем основным требованиям: суммарное значение скорости торможения не превышало 45 м/с, а продолжительность непрерывной работы ДУ не выходила за пределы допустимого времени. Однако в дальнейшем и от этого варианта пришлось отказаться после дополнительного анализа вероятности возникновения нештатных ситуаций из-за плохой предсказуемости атмосферных процессов, малого времени существования ОК «Мир» (работ на падающей орбите) и др. Как следствие, было принято решение о сокращении времени проведения динамических операций за счет перехода к двухсуточному варианту организации затопления комплекса.

Основные сведения, касающиеся этого варианта, приведены в табл. 11.2 [34], содержащей расчетные значения импульса скорости торможения и высоты орбиты ОК для предпусковых и спусковых суток. Комплекс «Мир» при реализации обсуждаемого варианта совершал бы полет на средних высотах менее 200 км лишь несколько последних витков, при этом максимальная высота полета даже при сообщении последнего импульса превышала бы это значение и находилась в диапазоне 210...215 км.

Таблица 11.2

Импульс скорости торможения и высота орбиты ОК

Импульс скорости торможения, м/с	τ, мин	Высота орбиты ОК $H_{\text{ср}}$, км		Схема
		до включения ДУ	после включения ДУ	
Предпусковые сутки				
$\Delta V_1 = 7 \dots 7,5$	15	230	218	ДУ-8ДПО

Импульс скорости торможения, м/с	τ , мин	Высота орбиты ОК $H_{ср}$, км		Схема
		до включения ДУ	после включения ДУ	
$\Delta V_2 = 6...6,5$	13	217	207	ДУ-8ДПО
<i>Стусковые сутки</i>				
$\Delta V_3 = 10...11$	22	197	180	ДУ-8ДПО
$\Delta V_{сп} = 20...21$	11	179	—	ДУСКД+8ДПО

Буквально до последнего момента указанная схема казалась незыблемой [34] и считалась основной рабочей. Однако и от нее в конечном итоге пришлось отказаться. Фактически в последние дни – за полторы-две недели до проведения заключительных динамических операций – был обнаружен ряд ранее неучтенных принципиальных факторов, приведших к необходимости отказа от данного варианта. Столь неочевидное и непредсказуемое развитие ситуации не было обусловлено какими-то случайными обстоятельствами или недоработками. Наоборот, оно продемонстрировало исключительно ответственный подход специалистов ГОГУ к решению возникшей проблемы, в максимальной степени исключающей неконтролируемое развитие событий в процессе планирования и выполнения плана полета с учетом реальных обстоятельств, выявленных непосредственно в процессе оперативного управления.

Закономерным является вопрос, какие же причины вынудили отказаться от детально проработанного, казалось бы идеального, плана? Таких причин несколько.

1. При разработке предшествующих вариантов плана полета в них закладывалось следующее условие: тормозные импульсы должны формироваться в *режиме орбитальной ориентации* комплекса. Это означало, что в качестве базовой используется моделируемая на борту орбитальная система координат, ось $OX_{ор}$ которой касательна к орбите и лежит в ее плоскости, $OY_{ор}$ является продолжением радиуса-вектора $\mathbf{r}$, $OZ_{ор}$ дополняет систему до правой.

Совмещение соответствующих строительных (связанных) осей комплекса с направлением осей ОСК обеспечивается с высокой точностью за счет работы системы стабилизации, формирующей УВ по измеренным угловым отклонениям. Точностные характеристики системы управления угловым движением определяются уровнем ее настройки, т. е. коэффициентами усиления, рассчитываемыми с учетом внешних условий (возмущений), в которых функционирует объект управления.

Ранее отмечалось, что настройка контура была проведена из расчета нахождения комплекса на штатной орбите с высотой 400 км. На средних же высотах орбиты порядка 200 км плотность атмосферы возрастает почти в 1000 раз. Как следствие, что было установлено в последние недели полета ОК, система не справлялась с действующими возмущениями, причем уход базовой оси комплекса, вдоль которой должны выдаваться тормозные импульсы, от исходного заданного положения составлял 6° за один виток. Понятно, что при такой точности ориентации вектора тормозного импульса возникла бы трудноисправимая критическая ситуация.

2. Компенсация ошибок выдачи тормозных импульсов могла быть осуществлена за счет перенастройки системы путем ее адаптации к полету на малых высотах (200 км и менее). Но, во-первых, весьма значительный уровень вариаций плотности атмосферы на этих высотах даже в течение одних суток не давал оснований для гарантированного по точности информационного обеспечения дооснащения системы, а во-вторых, при этом требовалась существенная доработка и внесение изменений в программное обеспечение бортовой вычислительной машины, что было крайне нежелательным и рискованным ввиду отсутствия реального времени на выявление и исправление возможных ошибок.

3. При сохранении режима орбитальной ориентации на витке спуска (после выдачи последнего импульса) оказалось, что вход ОК в плотные слои атмосферы будет осуществляться пристыкованным грузовым кораблем «Прогресс-М1» как головным элементом конструкции. Было выявлено, что это опасно, поскольку аэродинамическая компоновка ОК обуславливает в этом случае с достаточной вероятностью возникновение достаточно большой подъемной силы, создающей аэродинамическое качество K_6 на уровне 0,2...0,3.

В результате при неблагоприятном развитии событий и очень малом угле входа ОК в плотные слои атмосферы не исключался его рикошет от атмосферы с непредсказуемыми последствиями. Необходимо было разработать специальные меры, чтобы предотвратить возникновение подобной ситуации. В частности, рассматривался вариант проведения закрутки ОК по тангажу после отработки заключительного импульса. Однако это было сопряжено со многими дополнительными сложностями и в целом представлялось трудновыполнимым.

Указанные обстоятельства оказались достаточно убедительными для принятия решения о продолжении поиска альтернативного варианта оперативного плана полета. Прежде всего стала очевидной необходимость отказа от режима орбитальной ориентации. Недостатки этого режима частично исключались при переходе к *режиму инерциальной ориентации*. По крайней мере, в этом режиме гарантировалась более высокая точность построения СК при сравнительно малых уходах (в силу кратковременности заключительного процесса полета) базовых осей от заданных направлений. Весьма важным оказалось и то, что для обеспечения режима инерциальной ориентации не требовалось внесения никаких специальных дополнительных изменений в существующее программное обеспечение БЦВК. Последнее допускало внесение соответствующих корректив, учитывающих погрешности ориентации при выдаче тормозных импульсов. И наконец, при осуществлении режима инерциальной ориентации мог быть обеспечен вход ОК в плотные слои атмосферы при заднем расположении грузового корабля. Данное решение представлялось наиболее благоприятным, практически исключая рикошетирующее ОК от атмосферы.

Аэродинамическое качество K_6 комплекса при этом оказывалось менее 0,1, а появляющаяся подъемная сила была направлена вниз, что способствовало более надежному захвату конструкции атмосферой.

Разработка нового варианта оперативного плана полета требовала определения закона изменения по времени параметров управления, формирующих требуемую траекторию спуска ОК при заданных краевых условиях наведения и выполнении ряда дополнительных условий и ограничений. Возникла необходимость решения задачи оптимального управления по стохастическому кри-

терию – минимуму разброса дальности полета НЭК относительно заданных фиксированной широтой и долготой точки центра группирования эллипса рассеивания [27] в выбранном районе акватории Тихого океана (первоначально за прицельную была выбрана точка с координатами $\varphi = 47^\circ$ ю.ш. и $\lambda = 160^\circ$ в.д.). По предварительным оценкам никаких специальных требований относительно бокового отклонения НЭК от трассы не выдвигалось поскольку числовые характеристики рассеивания боковых отклонений точек падения НЭК должны были иметь второй порядок малости по отношению к допустимым продольным отклонениям.

Решение баллистической задачи на заключительном этапе полета проводилось в условиях жесточайших ограничений на управление. В качестве параметров управления служили: значение, направление и количество тормозных импульсов от восьми ДПО и последнего импульса, суммарно обеспечиваемого совместной работой этих ДПО и СКД. Первое ограничение определялось энергетическими запасами и численно сводилось к тому, что суммарное значение тормозных импульсов не должно превышать 45 м/с в пересчете на скорость торможения, при этом заключительный импульс не должен был превосходить 25 м/с.

В силу необходимости минимизации времени проведения всей операции был принят односуточный вариант затопления ОК. Для этого варианта реальные условия, диктуемые прежде всего обеспечением надежности и необходимостью контроля проведения динамических операций, оказались такими, что можно было рассчитывать на формирование максимум двух импульсов, обеспечивающих переход от предпусковой к спусковой орбите. Все это не способствовало достижению наилучших решений в пределах имеющихся запасов топлива, но являлось объективной реальностью. Не менее жесткими задавались ограничения на направление выдачи тормозных импульсов: допускалось только однократное приведение продольной оси ОК в заданном направлении в инерциальном пространстве, т. е. реализация первых двух импульсов проводилась в некотором, определенном баллистикой ГОГУ, неизменном направлении, которое менялось только перед третьим (завершающим) включением ДУ.

Требование жесточайшего контроля проведения всех динамических операций и возможность принятия чрезвычайных решений выдвинули перед разработчиками оперативного плана полета еще

одно условие: продолжительность первого и второго включений ДУ, а также время включения ДПО при формировании спусковой орбиты должны были выбираться с учетом окончания их работы в ЗРВ российских станций слежения. Ориентация продольной оси комплекса во время формирования заключительного тормозного импульса скорости также должна была оставаться неизменной, а работа ДУ проходить большей частью в ЗРВ задействованных станций слежения. Однако наземные российские станции слежения могли наблюдать полет ОК «Мир» только на 13–16-м и 1–4-м суточных витках, на которых в пределе и должны были проводиться все заключительные операции. Четвертый виток следовало все же исключить из рассмотрения, так как спуск НЭК в заданном районе акватории Тихого океана мог быть выполнен только на 1–3-м витках.

Перед принятием решения о начале проведения динамических операций необходимо было убедиться, что события развиваются штатно, задействованные бортовые системы находятся в работоспособном состоянии, параметры орбиты соответствуют расчетным и др. В случае необходимости надо было успеть выдать на борт новые команды или внести в программу полета какие-то уточнения либо изменения, провести или проверить ориентацию ОК и многое другое. Только потом можно было приступать к реализации тормозных импульсов. На это требовалось как минимум два рабочих витка после невидимых с российских станций слежения витков. К числу этих контрольных витков могли быть отнесены 13-й и 14-й. Таким образом, оставалось пять витков на проведение трех торможений.

Наиболее ответственным являлся заключительный тормозной импульс, при выполнении которого даже самые незначительные ошибки могли привести к необратимому нештатному развитию событий. Для исключения этого опять-таки требовалось время для проведения контрольных операций, связанных с измерением параметров и оценкой сложившейся ситуации после двух предшествующих импульсов, закладки всех необходимых уставок и т. п.

Следовало также учесть обязательное условие: из соображений надежности необходимо было предусмотреть хотя бы один запасной спусковой виток. В результате родился окончательный вариант плана полета, согласно которому первые два импульса, формирующие

спусковую орбиту, должны производиться последовательно на 15-м и 16-м витках, а заключительный третий – на 2-м витке.

Итак, все условия полета теоретически были обоснованы и прописаны в оперативном плане, но практическая реализация его тем не менее не исключала необходимости внесения корректив.

11.4. ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ПЛАНА УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ ОРБИТАЛЬНОГО КОМПЛЕКСА «МИР»

На момент реализации детального плана односуточного варианта проведения динамических операций ОК «Мир» осуществлял полет в законсервированном режиме, т. е. в режиме закрутки (без расхода топлива на стабилизацию), а большинство его бортовых систем работало в дежурном режиме.

20 марта 2001 г. на заседании Межведомственной комиссии была принята следующая циклограмма проведения основных операций:

- 22 марта – восстановление активной ориентации для обеспечения формирования тормозных импульсов скорости;
- 23 марта – ввод массивов цифровой информации в БЦВМ для формирования команд на включение двигателей: в 3 ч 33 мин на 15-м суточном витке – первое включение ДПО для выдачи импульса скорости $\Delta V \approx 9$ м/с; в 5 ч 02 мин на 6-м суточном витке – второе включение ДПО для выдачи $\Delta V \approx 10$ м/с; в 8 ч 09 мин на 2-м суточном витке – третье включение ДПО совместно с КДУ ГК «Прогресс-М1» для выдачи импульса $\Delta V \approx 25$ м/с, обеспечивающего вход ОК в плотные слои атмосферы;
- 24 марта – резервный день.

Последующие двое суток после принятия окончательного решения не внесли каких-либо принципиальных изменений в основной план полета. Были уточнены лишь следующие основные исходные данные и ограничения при расчете тормозных импульсов:

- суммарное значение ΔV_1 и ΔV_2 – не более 20 и 25 м/с соответственно;
- выдача импульсов ΔV_1 и ΔV_2 проводится при неизменной инерциальной ориентации ОК, смена ориентации продольной оси

комплекса осуществляется непосредственно перед формированием заключительного импульса ΔV_3 ;

- время работы двигательной установки при формировании ΔV_1 и ΔV_2 определяется из условия выполнения требования завершения их работы за 2–3 мин для первого и 5–6 мин для второго включения ДУ, отсчитываемых обратно от момента выхода из ЗРВ наземных станций слежения;

- при работе ДПО направление суммарной тяги ДУ ОК смещается на $\approx 4^\circ$ от его продольной оси;

- максимальное суммарное значение погрешностей формирования ΔV_1 и ΔV_2 по модулю не превышает 1 м/с, а отклонение ориентации оси – не более 10° ;

- отклонение продольной оси комплекса от заданного направления ориентации перед приложением заключительного импульса скорости ΔV_3 – не более 10° ;

- при обработке заключительного импульса торможения ОК ошибка его ориентации не превышает $\pm 10^\circ$, а в нештатных ситуациях $\pm 40^\circ$;

- при расчете маневров ОК принимаются следующие характеристики ДУ (по продольной оси):

- восемь ДПО – тяга 95 кг, удельная тяга 270 с;

- СКД + 8 ДПО – тяга 393 кг, удельная тяга 292,5 с.

Данные уточнения, а также определенные в процессе полета реальные параметры орбиты потребовали проведения коррекции априори заданных координат прицельной точки центра группирования НЭК. Это стало необходимым в связи с тем, что при введенных жестких ограничениях баллистикам ГОГУ не удалось найти удовлетворительного решения по обеспечению первоначально зафиксированной в плане прицельной области падения НЭК. В частности, первыми двумя маневрами, учитывая располагаемые энергетические ресурсы, оказалось невозможным обеспечить требуемую ориентацию линии апсид спусковой эллиптической орбиты ОК так, чтобы добиться обязательного расположения минимальной высоты полета над выбранной прицельной точкой района падения НЭК. Для исправления этого и улучшения условий захвата спускаемой конструкции атмосферой при расчете третьего, заключительного, маневра прицельная точка падения НКЭ была смещена на 850 км по трассе в северо-западном направлении: с 47° ю. ш. и 140° з. д. (исходная

прицельная точка центра группирования НЭК первого суточного витка) на 44° ю. ш. и 150° з. д. для второго посадочного витка. При этом удалось несколько улучшить ожидаемые результаты планирования. В последнем случае зона падения НЭК не только не выходила за пределы объявленного района, но и сокращалась до 2000 км (при $\Delta V_3 \approx 24$ м/с) вдоль трассы полета, вместо объявленного ранее разброса, определяемого значением ± 3000 км. Боковой разброс оставался неизменным: ± 100 км.

22 марта 2001 г. в соответствии с принятым оперативным планом при средней высоте полета ОК $H_{\text{ср}} = 217$ км в зоне видимости наземных станций слежения была выдана команда на парирование углового вращения находящегося в режиме консервации ОК со скоростью $\approx 2,5$ град/с и осуществлен перевод комплекса в режим инерциальной ориентации. При этом основная базовая ось ОК, совпадающая с осью двигательной установки ГК «Прогресс-М1», была выставлена перпендикулярно плоскости орбиты комплекса, что отвечало условию минимизации топлива, требуемого на поддержание стабилизации. В таком положении ОК «Мир» находился сутки.

23 марта 2001 г. в зоне видимости 13-го и 14-го суточных витков были оперативно уточнены параметры орбиты (к этому времени средняя высота полета ОК уменьшилась до 214 км) и на борт переданы все необходимые уставки для проведения первых двух маневров формирования спусковой орбиты. Далее последовала переориентация осей ОК в положение, при котором ось результирующей тяги двигателей была совмещена с плоскостью орбиты. Заметим, что указанное выше среднее значение высоты полета в 214 км, полученное по результатам измерений, несколько превосходило спрогнозированное, равное $H_{\text{ср}} \approx 212,7$ км. Хотя это не имело принципиального значения, в процессе оперативного управления для обеспечения требуемых параметров спусковой орбиты было принято решение несколько увеличить первый и второй импульсы скорости относительно их расчетных значений.

Выполнение динамических операций прошло близко к расчетным, без каких-либо срывов и нештатных ситуаций. Тем не менее уже в ходе динамических операций было принято еще одно важное решение по изменению оперативного плана полета, повысившее надежность безопасного захоронения комплекса. Как многократно подчеркивалось, управление полетом планировалось в предположе-

нии наихудшего варианта развития событий, что отвечало условию достижения гарантированного результата. В качестве резервных рассматривались случаи переноса одного, двух и даже всех маневров на вторые или третьи сутки полета. Для того чтобы обеспечить работоспособность системы в подобной ситуации, необходимо предусмотреть резервные запасы топлива.

Продление управляемого полета помимо всего прочего сопряжено и с необходимостью увеличения времени поддержания выбранного режима стабилизации. Однако реальные события проходили штатно, поэтому резервный запас топлива не был израсходован. Его можно было использовать для более качественного заключительного маневра и увеличения безопасности процесса захоронения ОК. В результате оперативного анализа было решено продлить время работы двигателей при их последнем включении до полного выгорания топлива. Такое решение представлялось неочевидным, поскольку практически отсутствовало время на тщательное исследование всех возможных последствий. Дело в том, что в силу разных причин ни специалисты, осуществлявшие проектирование ГК «Прогресс-М1», ни работники ГОГУ не могли с достаточной точностью оценить количество оставшегося на борту ОК топлива и оперировали только гарантированными оценочными данными.

Контроль за работой двигателей во время сообщения ОК завершающего импульса в соответствии с принятым планом полета осуществлялся наземной станцией слежения. Но при импульсе $\Delta V_3 > 28$ м/с ОК уходил из ЗРВ станции с работающими двигателями. Необходимо было учесть, что при больших оставшихся запасах топлива тяга двигателей за счет кривизны Земли будет постепенно совмещаться с направлением полета, т. е. они уже будут работать не на торможение, а на разгон ОК. На падающей орбите это не вызывало опасений и не являлось критичным. Опасения были связаны с другим. В ходе снижения нельзя было исключить потерю ОК ориентации после выхода из ЗРВ в связи с резким увеличением плотности атмосферы. Вместе с тем оставлять непредсказуемый запас топлива в утилизируемой конструкции также не представлялось рациональным. В конечном итоге было принято решение о полном расходе топлива: ОК «Мир» ушел из зоны видимости российских станций слежения с работающими двигателями. В целом это решение оказалось оправданным. Хотя избыточное значение по-

следнего импульса и привело к смещению расчетной точки центра группирования НЭК в северо-западном направлении ($\varphi = 40^\circ$ ю. ш., $\lambda = 160^\circ$ з. д.), область рассеивания оказалась уменьшенной по сравнению с расчетной: не более ± 500 км по трассе полета и ± 100 км в боковом направлении в пределах выбранного района Тихого океана. Так прекратилось существование ОК «Мир», полет которого внес бесценный вклад в практическую космонавтику и решение задач безопасного освоения космоса.

ЛИТЕРАТУРА¹

1. Агаджанов П.А. Командно-измерительный комплекс. М.: Знание, 1979.
2. Анфимов Н.А., Иванов Н.М. и др. Особенности баллистико-навигационного обеспечения управления орбитальным комплексом «Мир» на этапе завершения его полета // Космонавтика и ракетостроение. 2001. Т. 25. С. 11–32.
- 3.* Бабишин В.Д. Методические основы синтеза технологий автоматизированного управления космическими аппаратами в условиях ограниченных ресурсов. М.: МГУЛ, 2002.
4. Бажинков И.К., Алешин В.И., Почукаев В.Н., Поляков В.С. Космическая навигация. М.: Машиностроение, 1975.
5. Бажинков И.К., Почукаев В.Н. Оптимальное планирование навигационных измерений в космическом полете. М.: Машиностроение, 1976.
6. Бажинков И.К., Ястребов В.Д. Навигация в совместном полете космических кораблей «Союз» и «Аполлон». М.: Наука, 1979.
7. Бажинков И.К., Гаврилов В.П., Ястребов В.Д. и др. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6» – «Союз» – «Прогресс». М.: Наука, 1985.
8. Бебенин Г.Г., Скребушевский Б.С., Соколов Г.А. Системы управления полетом космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.
9. Безопасность космических полетов / Г.Т. Береговой, А.А. Тищенко, Г.П. Шибанов и др. М.: Машиностроение, 1977.
10. Белецкий В.В., Егоров В.А., Ершов В.Г. Анализ траекторий межпланетных полетов с двигателями постоянной мощности // Космические исследования. 1965. Т. 3. С. 18–37.
11. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. М.: Машиностроение, 1984.

¹ Звездочкой (*) отмечены работы, рекомендуемые в качестве основных.

12. Бетанов В.В., Янчик А.Г. Навигационно-баллистическое обеспечение испытаний и применения космических аппаратов / Под ред. Б.И. Глазова. М.: ВА РВСН, 1993.

13.* Бетанов В.В. Автоматизация решения обобщенных некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения управления космическими аппаратами. М.: ВА РВСН, 1996.

14. Бетанов В.В., Яшин В.Г. Математическое обеспечение маневров космических аппаратов. М.: ВА РВСН, 1996.

15.* Бетанов В.В. Введение в теорию решения обобщенных некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения управления космическими аппаратами. М.: ВА РВСН, 1997.

16. Бетанов В.В., Лысенко Л.Н., Иванов Н.М., Соловьев В.А. Применение теории ультраоператоров при исследовании фундаментальных свойств системы управления баллистико-навигационным обеспечением космических полетов // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2000. № 2. С. 2–7.

17. Брандин В.Н., Разоренов Г.Г. Определение траекторий космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1987.

18. Военный энциклопедический словарь ракетных войск стратегического назначения / И.Д. Сергеев, В.Н. Яковлев, Н.Е. Соловцов и др. М.: Большая российская энциклопедия, 1999.

19. Волощук Ю.И., Кащеев Б.Л. Распределение метеорных тел вблизи орбиты Земли. М.: Наука, 1981.

20. Галактионов А.И. Изучение скорости переработки информации при решении практических задач технической диагностики: Система человек–автомат. М.: Наука, 1965.

21. Глазов Б.И. Автоматизированное управление в больших кибернетических системах. Изд. 2-е, доп. и перераб. М.: МО СССР, 1981.

22. Губинский А.И. Надежность и качество функционирования эргатических систем. Л.: Наука, 1982.

23. Девятков В.В. Системы искусственного интеллекта. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001.

24. Джексон П. Введение в экспертные системы. 3-е изд. / Пер. с англ. М.; СПб.; Киев: Вильямс, 2001.

25. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Прикладные задачи теории оптимального управления движением беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.

26. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н., Иванов Н.М., Богодистов С.С. Баллистика и навигация ракет / Под ред. А.А. Дмитриевского. М.: Машиностроение, 1985.

27. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. Изд. 4-е, перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2005.

28. Елисеев А.С. Техника космических полетов. М.: Машиностроение, 1983.

29. Ермилов Ю.А., Иванова Е.Е., Пантюшин С.В. Управление сближением космических аппаратов. М.: Наука, 1977.

30. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., Мартынов А.И. Методы теории систем в задачах управления космическим аппаратом. М.: Машиностроение, 1981.

31. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., Дмитриевский А.А. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1986.

32. Иванов Н.М., Поляков В.С. Наведение автоматических межпланетных станций. М.: Машиностроение, 1987.

33. Иванов Н.М. Особенности развития баллистики и навигации КА и АМС в ЦНИИмаш // Космонавтика и ракетостроение. 2000. Т. 21. С. 72–83.

34.* Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: Дрофа, 2004.

35. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Назначение и состав баллистико-навигационного обеспечения в структуре технологии управления космическим полетом // Известия РАН. Теория и системы управления. 2004. № 2. С. 156–169.

36.* Калинин В.Н. Теоретические основы управления подвижными объектами и операциями их обслуживания. М.: МО СССР, 1989.

37.* Калинин В.Н., Резников Б.А. Теория систем и управления (структурно-математический подход). Л.: ВИКИ, 1991.

38. Калинин В.Н. Теоретические основы управления космическим аппаратом на основе концепции активного подвижного объекта. Л.: ВИКУ, 1999.

39. Карпенко А.В., Уткин А.Ф., Попов А.Д. Отечественные стратегические ракетные комплексы: Справочник / под ред. В.Ф. Уткина, Ю.С. Соломонова, Г.А. Ефремова. СПб.: Невский бастион–Гангут, 1999.

40. Ковалев Е.Е. Радиационный риск на Земле и в космосе. М.: Атомиздат, 1976.

- 41.* Конструирование автоматических космических аппаратов / Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, В.Ф. Агарков и др.; под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996.
42. *Коптев Ю.Н.* Российская космонавтика вчера, сегодня и завтра // Полет. 2003. № 1. С. 3–9.
43. Космонавтика: Энциклопедия / Гл. ред. В.П. Глушко. М.: Сов. энциклопедия, 1985.
- 44.* *Кравец В.Г., Любинский В.Е.* Основы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1983.
- 45.* *Кравец В.Г.* Автоматизированные системы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1995.
46. *Краммер Е.Н., Шестака И.С.* Метеорная материя в атмосфере Земли и околосолнечном пространстве. М.: Наука, 1983.
47. *Красовский Н.Н.* Теория управления движением. М.: Наука, 1968.
48. *Кротов В.Ф., Гурман В.И.* Методы и задачи оптимального управления. М.: Наука, 1973.
49. *Кубасов В.Н., Дашков А.А.* Межпланетные полеты. М.: Машиностроение, 1979.
50. *Кубасов В.Н., Данков Г.Ю., Яблонько Ю.П.* Методы сближения на орбите. М.: Машиностроение, 1985.
51. *Лебедев А.А., Соколов В.Б.* Встреча на орбите. М.: Машиностроение, 1969.
52. *Лобачев В.И., Почукаев В.Н.* Некоторые теоретические аспекты синтеза и анализа Центра управления полетом. М., 1988 (Препринт ИКИ АН СССР, Т-14347).
53. *Лысенко Л.Н., Панкратов И.А.* Основы спутниковой навигации. М.: Воениздат, 1988.
54. *Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Иванов Н.М., Соловьев В.А.* Математическое моделирование реализации технологического цикла баллистико-навигационного обеспечения при управлении космическим полетом // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2000. № 1. С. 37–44.
55. *Лысенко Л.Н., Кузьмин А.В.* О возможности применения теории нечеткого управления при сближении космических аппаратов // Полет. 2002. № 1. С. 37–44.
56. *Лысенко Л.Н., Кузьмин А.В.* Сближение космических аппаратов по модифицированному методу двухимпульсной коррекции // Полет. 2004. № 2. С. 18–26.
57. *Лысенко Л.Н.* Наведение и навигация баллистических ракет. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007.

58. Любинский В.Е., Станиловская В.И. Планирование полета длительно функционирующих пилотируемых космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2004. № 4 (37). С. 98–104.

59. Любинский В.Е. Концепция создания системы управления полетом пилотируемого межпланетного корабля // Полет. 2004. № 7. С. 28–34.

60. Любинский В.Е. Экипаж пилотируемого межпланетного корабля как одно из центральных звеньев системы управления полетом // Космонавтика и ракетостроение. 2005. № 4 (41). С. 233–244.

61. Любинский В.Е., Фирсюк С.О. Принципы спасения экипажей орбитальных и межпланетных космических кораблей и станций // Полет. 2005. № 4. С. 42–48.

62. Любинский В.Е., Соловьев В.А. Управление полетом МКС: развитие методов и средств управления орбитальными комплексами // Полет. 2005. № 6. С. 3–6.

63. Максимов Г.Ю. Теоретические основы разработки космических аппаратов. М.: Наука, 1980.

64. Мамиконов А.Г. Управление и информация. М.: Наука, 1975.

65. Мамон П.А., Половников В.И., Слезкинский С.К. Баллистическое обеспечение космических полетов. Л.: ВИКИ, 1990.

66. Международная космическая станция. Первая основная экспедиция. М.: ЦНИИмаш, 2000.

67. Меньшов А.И. Космическая эргономика. Л.: Наука. 1971.

68. Месарович М., Мако Д., Такахара И. Теория иерархических многоуровневых систем / Пер. с англ. М.: Мир, 1973.

69. Милицин А.В., Самсонов В.Н., Ходак В.А. и др. Отображение информации в Центре управления космическими полетами. М.: Радио и связь, 1982.

70. Основы математического обеспечения АСУ. Ч. 1 / Под ред. Б.И. Глазова; Ч. 2 / Под ред. Д.А. Ловцова. М.: ВА им. Ф.Э. Дзержинского, 1992.

71. Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972.

72. Охамы Ю., Ликинз П. Влияние упругости КЛА на управляемость и наблюдаемость системы // Тр. IV Международного симпозиума ИФАК. Управление в пространстве. М.: Наука, 1976. С. 275–285.

73. Охоцимский Д.Е. Исследование движения в центральном поле под действием постоянного касательного ускорения // Космические исследования. 1964. Т. 2. С. 42–56.

74. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990.

75. Пархоменко П.П., Согомонян Е.С. Основы технической диагностики. М.: Энергоиздат, 1981.

76. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А.С. Коротеева. М.; Королев: Изд. РАКЦ, 2006.

77. Повышение автономности и безопасности полетов пилотируемых космических станций и кораблей за счет внедрения интегрированной системы искусственного интеллекта в бортовые комплексы управления / В.П. Легостаев, Е.А. Микрин, И.П. Федосеев и др. // Труды 5-й Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2006». М., 2006. С. 38.

78. Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1977.

79. Попович П.Р., Скребушевский Б.С. Баллистическое проектирование космических систем. М.: Машиностроение, 1987.

80. Поспелов Г.С. Искусственный интеллект – основа новой информационной технологии. М.: Наука, 1988.

81. Почукаев В.Н. О некоторых тенденциях в развитии систем управления космическими аппаратами // Космонавтика и ракетостроение. 2000. № 20. С. 32–34.

82.* Программно-математическое обеспечение автоматизированной системы управления космическими полетами / Под ред. Д.А. Ловцова. М.: ВА им. Ф.Э. Дзержинского, 1995.

83. Протокол информационного обмена между КС ЦУП-М и БВС, БКУ, РСУС «Регул-ОС». М.: РКК «Энергия» им. С.П. Королева, 1999.

84. Разоренов Г.Н. Введение в теорию оценивания состояния динамических систем по результатам измерений. М.: МО СССР, 1981.

85. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей. М.: Машиностроение, 1977.

86. Роль математического моделирования при управлении полетом международной космической станции (МКС) / М.Ю. Беляев, В.М. Стажков, А.И. Манжелей и др. // Тр. XXXI–XXXII чтений им. К.Э. Циолковского. М.: ИЕЕТ РАН, 1999. С. 65–70.

87. Романтеев А.Ф., Хрунов Е.В. Астрономическая навигация пилотируемых космических кораблей. М.: Машиностроение, 1976.

88. Семенов Ю.П., Горшков Л.А. Концепция марсианской экспедиции // Полет. 2001. № 11. С. 12–18.

89. Скребушевский Б.С. Управление полетом беспилотных космических аппаратов. М.: ВЛАДМО, 2003.

90. Соколов Б.В. Комплексное планирование операций и управление структурами в АСУ активными подвижными объектами. М.: МО РФ, 1992.

91. Соловьев В.А. Планирование космических полетов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998.

92. Соловьев В.А. Контроль информации и принятие оперативных решений при управлении полетом пилотируемых космических аппаратов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998.

93. Соловьев В.А., Лысенко Л.Н. Обобщение опыта выполнения российско-американских космических программ в интересах управления полетом Международной космической станции // Полет. № 1. 1999. С. 15–20.

94. Соловьев В.А., Станиловская В.И. Разработка и практическое внедрение методов планирования полетных операций при оперативном управлении орбитальными комплексами // Труды XXXVII чтений им. К.Э. Циолковского. Калуга, 2002. С. 95–102.

95. Справочник по инженерной психологии / Под ред. Б.Ф. Ломова. М.: Машиностроение, 1982.

96.* Теоретические основы построения автоматизированной системы организационно-технического управления космическими средствами / В.В. Бетанов, А.С. Демидов, Г.Г. Ступак и др; под ред. А.Г. Янчика. М.: ВА РВСН, 2002.

97. Черноусько Ф.Л. Оценивание фазового состояния динамических систем. Метод эллипсоидов. М.: Наука, 1988.

98. Чечкин А.В., Гудим Н.Н., Кобзарь М.Г. Разработка автоматизированных систем контроля и проектирование процессов обработки данных на основе общей теории систем и ультрасистем. М.: МО СССР, 1986.

99. Чечкин А.В. Математическая информатика. М.: Наука, 1991.

100. Экспериментальная баллистика ракетно-космических средств / Под ред. Л.Н. Лысенко, В.В. Бетанова, И.В. Лысенко. М.: ВА РВСН, 2000.

Приложение

КОСМИЧЕСКИЕ ПОЛЕТЫ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АППАРАТОВ ПЕРИОДА СОВЕТСКОЙ КОСМОНАВТИКИ (1957–1991)

4 октября 1957 г. с запуском первого искусственного спутника Земли (ИСЗ) родилось новое направление в технике, связанное с созданием искусственных небесных тел – космических аппаратов. Именно с этого дня принято вести отсчет эры практической космонавтики. Менее чем через четыре года – 12 февраля 1961 г. – в сторону Венеры отправилась первая советская автоматическая межпланетная станция «Венера-1». В итоге она пролетела на расстоянии примерно 100 тыс. км от поверхности планеты Венера, что было признано выдающимся достижением в области космонавтики. Наконец, 12 апреля 1961 г. на орбиту ИСЗ был выведен первый КА с человеком на борту – гражданином СССР, космонавтом Юрием Гагариным. Сбылась многовековая, казалось, несбыточная, мечта человечества. Начались регулярные полеты человека в космос.

За более чем полувековой период было осуществлено такое количество полетов аппаратов разного назначения в космос, что только для их перечисления потребуется отдельная работа весьма существенного объема.

Вместе с тем пусть даже неполная, возможно, субъективная с точки зрения оценки их значимости систематизация в учебном пособии «Управление космическими полетами» представлялась вполне уместной либо как минимум не лишней.

Учитывая объем каждой из частей пособия, приложение разбито на два подраздела, разграниченных временными рамками: *советская космонавтика* (с 1957 по 1991 г.) и *российская космонавтика* (с 1992 по 2008 г.).

Первый подраздел включен в первую часть пособия, второй – во вторую.

1957 год

21 августа

Произведен успешный запуск первой в мире советской двухступенчатой межконтинентальной баллистической ракеты (МБР) Р-7. «Эта ракета... открывает нам дорогу в космос. После некоторой модернизации она сможет вывести на орбиту... искусственный спутник Земли!» (Главный конструктор академик АН СССР С.П. Королев).

«Испытания ракеты, – говорилось в сообщении ТАСС после ее запуска, – полностью подтвердили правильность расчетов и выбранной конструкции».

Модернизацией МБР Р-7 явилась ракета-носитель (РН) «Спутник», с помощью которой были выведены в космос первые искусственные спутники Земли.

4 октября

В 22 ч 28 мин по московскому времени на орбиту с космодрома Байконур выведен первый в мире искусственный спутник Земли. Впервые достигнута первая космическая скорость. Спутник просуществовал как космическое тело в течение 92 сут.

Параметры орбиты спутника следующие: высота в перигее – 228 км, высота в апогее – 947 км, наклонение – 65,1°. Период обращения ИСЗ – 96,17 мин., масса – 83,6 кг. Его корпус – сфера диаметром 580 мм. Внутри корпуса размещены радиопередающее устройство, блок электрохимических источников тока и другая аппаратура. На внешней стороне корпуса были установлены четыре антенны. Электрохимические источники тока обеспечили в полете работу аппаратуры в течение трех недель. 4 января 1958 г. ИСЗ вошел в плотные слои атмосферы и сгорел.

ИСЗ выведен на орбиту двухступенчатой ракетой-носителем (РН) «Спутник». Масса РН – 267 т. Масса выводимого на орбиту груза – до 1,35 т.

Энергетическим «сердцем» первой космической ракеты были жидкостные реактивные двигатели (ЖРД): в центральном блоке первой ступени устанавливался двигатель РД-108, в боковых блоках – двигатели РД-107. Все они включались в работу одновременно, обеспечивая стартовую тягу 400 т. Спустя 120 с на высоте 50 км и при скорости 3,2 км/с боковые блоки отбрасывались, центральный блок продолжал работать. Через 180 с после этого прекращал работу и РД-108, успев разогнать полезный груз до первой космической скорости. Применение на одной ракете одновременно работающих пяти ЖРД, которые содержали в общей сложности пять турбонасосных агрегатов и 32 камеры (20 основных и 12 рулевых), потребовало высокой точности и синхронности осуществления всех операций по включению ЖРД, их регулированию в полете и выключению.

Запуск первого искусственного спутника Земли произвел такой эффект, который не вызывало в политике ни одно научно-техническое достижение. Не случайно политологи мира делят историю XX в. на периоды «до спутника» и «после спутника». XVIII Международный конгресс по астронавтике в Белграде единодушно утвердил дату 4 октября 1957 г. как «День начала начал».

3 ноября

Запущен второй ИСЗ – первый в мире биологический спутник. В герметической кабине находилось подопытное животное – собака Лайка.

3 ноября

Спутник был выведен на орбиту РН «Спутник». Параметры его орбиты: высота в перигее – 225 км, высота в апогее – 1671 км, наклонение – 65,3. Период обращения ИСЗ – 103,75 мин.

14 апреля 1958 г., совершив около 2370 оборотов вокруг Земли, спутник вошел в плотные слои атмосферы и сгорел.

1958 год

15 мая

Запущен третий советский ИСЗ – первая в мире автоматическая научная станция – геофизическая научная лаборатория. Масса ИСЗ – 1327 кг. Спутник был выведен на орбиту РН «Спутник». Параметры орбиты ИСЗ следующие: высота в перигее – 226 км, высота в апогее – 1881 км, наклонение – 65,2°. Период обращения – 105,95 мин.

Спутник просуществовал на орбите почти два года: до 6 апреля 1960 г.

1959 год

2 января

Произведен запуск первой космической трехступенчатой РН «Восток». Ракета была создана на базе двухступенчатой РН «Спутник». Первая и вторая ступени ракеты, как и у РН «Спутник», включают центральный и четыре боковых блока, где размещены жидкостные реактивные двигатели; третья ступень оснащена самостоятельным двигателем.

Общая длина ракеты – 38 м, ее диаметр у основания – более 10 м, старто-

вая масса – 287 т, максимальная масса полезного груза – 4,73 т.

С помощью ракеты «Восток» стартовали первые лунные станции, спутники серии «Космос», пилотируемые космические корабли и ряд других КА.

В сторону Луны направлена советская автоматическая станция «Луна-1». Ракета-носитель «Восток» впервые развила вторую космическую скорость. «Луна-1» – первый в мире КА, запущенный в район Луны без предварительного выведения на орбиту ИСЗ, коррекции на траектории Земля–Луна и торможения вблизи Луны. КА «Луна-1», пройдя вблизи Луны на расстоянии 5–6 тыс. км от ее поверхности, вышел из сферы действия земного тяготения и превратился в первый искусственный спутник Солнца.

Масса КА «Луна-1» с последней ступенью носителя – 1472 кг.

12 сентября

Запущена вторая советская автоматическая станция «Луна-2». Станция доставила на поверхность Луны вымпелы с изображением Государственного герба СССР, впервые осуществлен перелет на другое небесное тело.

Конечная масса КА с последней ступенью РН – 1511 кг. Исследования, проведенные с помощью КА, показали, что Луна практически не имеет собственного магнитного поля и радиационного пояса.

«Луна-2» была выведена РН «Восток».

4 октября

Космический аппарат «Луна-3» запущен в сторону Луны. Он был выведен

4 октября

на сильно вытянутую эллиптическую орбиту ИСЗ, обогнул Луну и прошел на расстоянии 6200 км от ее поверхности. Во время сеанса фотографирования была заснята почти половина поверхности Луны. Пленка была проявлена на борту КА, и изображения на Землю были переданы с помощью фототелевизионной системы.

Облетев Луну и вернувшись на орбиту вокруг Земли, аппарат вошел в атмосферу и прекратил существование.

В дальнейшем при полетах автоматических станций «Зонд-3, -5, -6» были получены с более близкого расстояния новые серии фотографий, которые дали возможность составить карты поверхности и создать лунный глобус. На карте обратной стороны Луны практически не осталось белых пятен.

1960 год

15 мая

Запущен первый космический корабль-спутник. В СССР начата отработка космического корабля (КК) для полета человека.

Первый корабль-спутник возвратить на Землю не удалось. После подачи команды на спуск корабль-спутник перешел на более высокую орбиту из-за неполадок в системе управления.

Всего в 1960 г. было проведено пять запусков кораблей-спутников, из которых «зачетным» стал запуск 19 августа. Два последующих пуска 9 и 25 марта 1961 г. также прошли успешно.

19 августа

Запущен второй космический корабль-спутник. На его борту находились собаки Белка и Стрелка.

Космический полет продолжался более 25 ч. В результате получены уникальные научные данные о влиянии факторов космического полета на физиологические, генетические и другие системы живых организмов. Спутник благополучно приземлился в заданном районе.

1 декабря

Запущен третий космический корабль-спутник, на борту которого были собаки Пчелка и Мушка и другие биологические объекты. Корабль не был возвращен на Землю, так как из-за нарушения работы системы ориентации при включении ТДУ вместо снижения перешел на более высокую орбиту.

1961 год

12 февраля

Произведен запуск межпланетной автоматической станции «Венера-1», посланной к другой планете Солнечной системы.

«Венера-1» – второй советский искусственный спутник Солнца. В схеме запуска ракеты разгон космической ступени, стартующей с околоземной орбиты, осуществлен в варианте минимизации энергетических затрат.

Масса КА «Венера-1» – 643,5 кг.

19–20 мая КА прошел на расстоянии примерно 100 тыс. км от Венеры и вышел на орбиту искусственного спут-

12 февраля

ника Солнца с высотой в перигелии 106 млн км, в афелии – 151 млн км.

Всего с 1961 по 1983 г. было запущено 16 КА «Венера». Запуски осуществлялись РН «Молния» (В-1 – В-8) и РН «Протон» (В-9) – (В-16).

Станция «Венера-2» прошла на расстоянии 24 тыс. км от поверхности Венеры, а станция «Венера-3», совершив перелет по попадающей траектории, впервые достигла поверхности планеты.

9 и 25 марта

Запущены 4-й и 5-й космические корабли-спутники с собаками Чернушкой и Звездочкой, которые были благополучно возвращены на Землю.

Выполнение программ полета кораблей-спутников позволило убедиться в их надежности, а проведенные биологические эксперименты – обосновать возможность полета человека в космическое пространство.

Именно после этих успешных пусков начались предпусковые работы на корабле «Восток».

12 апреля

Произведен запуск первого в мире космического корабля-спутника «Восток» с пилотом-космонавтом гражданином СССР Юрием Алексеевичем ГАГАРИНЫМ.

Дата 12 апреля – начало новой эры в истории человечества – эры непосредственного проникновения человека в космос.

Запуск корабля «Восток» был осуществлен в 9 ч 7 мин по московскому времени с космодрома Байконур трехступенчатой ракетой-носителем «Восток».

Первый полет человека в космосе продолжался 108 мин (был сделан один оборот вокруг Земли). Корабль благополучно приземлился вблизи деревни Смеловка Саратовской области. Было доказано, что человек может жить и работать в космосе.

Блестящее завершение этого полета открыло широкий путь человечеству в просторы Вселенной.

Космический корабль «Восток» – одноступенчатый космический корабль для полетов по околоземной орбите. Корабль состоял из двух основных частей: спускаемого аппарата с кабиной космонавта, имеющей системы жизнеобеспечения, и приборного отсека, в котором размещалось остальное бортовое оборудование. При вхождении корабля в плотные слои атмосферы спускаемый аппарат, защищенный от воздействия высоких температур теплозащитным покрытием, отделился от приборного отсека. Масса КК – 4,73 т (спускаемого аппарата – 2,46 т, приборного отсека – 2,27 т). Спускаемый аппарат имел форму шара диаметром 2,3 м. Высота перигея орбиты – 181 км, высота апогея – 327 км, наклонение орбиты к экватору – 64,57°.

Корабль «Восток» являл собой образец строгого ограничения инженерной мысли в рациональном подчинении ее одной задаче – послать человека на околоземную орбиту и благополучно вернуть обратно. Было «отсечено» все избыточное, например: численность экипажа ограничивалась одним человеком, маневрирование на орбите не предусматривалось и т. д.

12 апреля

При взгляде на корабль в глаза бросалось определенная упрощенность его конструкции. Но эта простота – элемент замысла. Каждый прибор и агрегат снабжался отдельной электрической батареей, для ориентации на орбите установили струйные сопла на холодном газе, отсутствовала система мягкой посадки.

Полет КК «Восток» с человеком на борту стал итогом колоссальной напряженной работы советских специалистов в самых различных областях науки и техники.

6 августа

Осуществлен полет летчика-космонавта Германа Степановича Титова (1 сут 1 ч 18 мин) на космическом корабле «Восток-2». Наука получила материал, позволяющий судить о воздействии условий суточного космического полета на жизнедеятельность человеческого организма. В течение полета Г.С. Титов выполнил метеорологические и географические наблюдения, провел первую киносъемку из космоса, управлял кораблем. Космонавт работал, отдыхал, спал, принимал пищу, подтвердив тем самым, что и в космосе человек может жить.

1962 год

16 марта

Запущен первый ИСЗ серии «Космос».

Программа запусков ИСЗ «Космос» включала исследование космических лучей, радиационного пояса Земли и ионосферы, распространения радиоволн

и других излучений в атмосфере Земли, солнечной активности и излучения Солнца в различных участках спектра, отработку узлов КА и выяснение влияния метеорного вещества на элементы конструкции КА, изучение влияния невесомости и других космических факторов на биологические объекты, решение некоторых прикладных задач и т. д.

26 апреля

Выведен на орбиту ИСЗ серии «Космос». Это был первый советский фоторазведывательный спутник.

11–15 августа

Осуществлен первый групповой полет двух космических пилотируемых кораблей «Восток-3» и «Восток-4». «Восток-3» пилотировал А.Г. Николаев, «Восток-4» – П.Р. Попович.

1 ноября

Произведен запуск автоматической межпланетной станции «Марс-1». Это первый полет к Марсу. 19 июня 1963 г. станция прошла мимо планеты на расстоянии около 197 тыс. км и стала искусственным спутником Солнца. Запуск осуществлен РН «Молния». Последующие КА запускались РН «Протон» с дополнительной ступенью.

КА «Марс-1» имел массу 893,5 кг, длину 3,3 м, диаметр 1 м. Задачи его полета – исследование космического пространства, проверка радиолинии на межпланетных расстояниях, фотографирование Марса.

Последняя ступень РН с КА была выведена на промежуточную орбиту ИСЗ и обеспечила необходимое приращение скорости для полета к Марсу.

16 июня

Стартовал космический корабль «Восток-6». Впервые в мире на космической орбите находилась женщина-космонавт Валентина Владимировна ТЕРЕШКОВА.

Полет КК «Восток-6» продолжался 2 сут 22 ч 50 мин.

За время пребывания в космосе «Восток-6» осуществил групповой полет с КК «Восток-5», пилотируемым Валерием Федоровичем Быковским.

Групповым запуском «Востока-5» и «Востока-6» с космонавтами Быковским и Терешковой в июне 1963 г. завершились полеты КК первого поколения. Всего таких кораблей было изготовлено восемь. На первых двух (9 и 25 марта 1961 г.) летали собаки Чернушка и Звездочка.

1 ноября

Запущен автоматический искусственный спутник Земли «Полет-1». Впервые произведено маневрирование автоматического КА в космосе с изменением высоты и плоскости орбиты в полете.

13 декабря

Произведен запуск на орбиту искусственного спутника Земли по программе «Космос» – «Космос-23», давший начало первому этапу создания метеорологических спутников, целью которых является получение данных для прогнозирования погоды.

Параметры орбиты ИСЗ «Космос-23»: высота в перигее – 240 км, высота в апогее – 613 км, наклонение орбиты – 49°.

Метеорологическая информация, привязанная по времени к географическим районам, радиационные потоки в различных участках спектра и фотографии облачного покрова в видимом и инфракрасном излучении регистрируются бортовыми устройствами с запоминанием и последующей передачей на земные станции.

1964 год

30 января

Осуществлен первый в СССР групповой запуск автоматических космических аппаратов. Два ИСЗ «Электрон-1» и «Электрон-2» были запущены одной РН на разные орбиты. Это была первая система из двух спутников для одновременного изучения радиационных поясов Земли на разных высотах.

Спутники «Электрон-3» и «Электрон-4», запущенные 11 июля 1964 г., образовали вторую систему.

«Электрон» – наименование советских ИСЗ, предназначенных для одновременного исследования внешней и внутренней зон радиационного пояса Земли и связанных с ними физических явлений.

Параметры орбит следующие:

– спутников «Электрон-1 и -3»: высота в перигее – 405 км, высота в апогее – 7100 км;

– спутников «Электрон-2 и -4»: высота в апогее – 68 200 и 66 235 км соответственно, в перигее – 460 км.

Наклонение орбит – примерно 61° .

Вывод ИСЗ «Электрон» осуществлялся РН «Союз».

18 марта

Запущен ИСЗ «Космос-26» для изучения магнитного поля Земли. Параметры орбиты спутника следующие: высота в перигее – 271 км, высота в апогее – 403 км, наклонение – 49°.

Запущена автоматическая межпланетная станция «Зонд-1», предназначенная для изучения космического пространства и отработки техники дальних космических полетов.

Космические аппараты «Зонд» запускались РН «Молния» и «Протон» с дополнительной четвертой ступенью. Масса КА «Зонд-1, -2» – 950 кг, «Зонд-4, -8» – до 5500 кг.

12 октября

Стартовал первый трехместный космический корабль «Восход-1» с экипажем в составе Владимира Комарова, Константина Феоктистова и Бориса Егорова. Экипаж впервые без скафандров в течение суток проводил эксперименты на орбите. Первый раз в качестве членов экипажа корабля в космосе побывали инженер и врач.

С запуска корабля «Восход-1» начался следующий этап освоения космического пространства – осуществление программ научных исследований на борту экипажем.

КК «Восход» снабжен системой мягкой посадки. Масса КК «Восход-1» – 5,32 т.

Запуски КК «Восход» осуществлялись трехступенчатой РН «Союз».

Корабль «Восход» – это переоборудованный под три кресла «Восток». Пришлось пожертвовать не только спасательными катапультами, но и скафандрами для космонавтов (иначе было не поместиться).

30 ноября

Запущен КА «Зонд-2» в направлении Марса для дальнейшей отработки бортовых систем и проведения научных исследований. Впервые в условиях космического полета проведено испытание плазменных электрореактивных двигателей в качестве исполнительных органов системы ориентации.

1965 год

18 марта

Впервые человек вышел в открытое космическое пространство. Борт корабля «Восход-2» на 12 мин покинул летчик-космонавт СССР А.А. Леонов. Удаление его от корабля составляло примерно 5 м. При выходе космонавт крепился к кораблю фалом. В кабине корабля в это время находился П.И. Беляев.

Полет корабля «Восход-2» продолжался 1 сут 2 ч 2 мин.

23 апреля

Запущен первый серийный ИСЗ в системе космической связи «Молния-1», предназначенный для ретрансляции телевизионных программ дальней телефонной и фототелеграфной радиосвязи. Регулярные передачи программ Центрального телевидения с помощью спутников «Молния» начались в ноябре 1967 г.

ИСЗ «Молния» выводятся на эллиптические синхронные орбиты с апогеем, расположенным над северным полушарием, высотой свыше 40 тыс. км, перигеем 460...650 км, наклоном 62,8...65,5°. Период обращения ИСЗ — около 12 ч.

При указанных параметрах орбиты для пунктов, находившихся на террито-

23 апреля

рии Советского Союза и других стран северного полушария, обеспечиваются сеансы связи длительностью до 8...10 ч в сутки. Система из трех ИСЗ на таких орбитах поддерживает непрерывную круглосуточную связь.

Спутники «Молния» запускались РН «Молния».

16 июля

Произведен запуск многоступенчатой ракеты-носителя типа «Протон», ознаменовавший новые возможности исследования планет и других небесных тел, образующих Солнечную систему.

Ракета-носитель способна выводить на низкие околоземные орбиты полезную нагрузку массой 20...22 т, на высокие околоземные орбиты – массой до 4,5 т и на геостационарную – 2,6 т.

С помощью РН «Протон» выведены на орбиту космические аппараты «Космос», «Экран», «Радуга», «Горизонт», космические обсерватории «Астрон», «Квант», межпланетные автоматические станции «Зонд», «Луна», «Марс», «Фобос», а также пилотируемые орбитальные станции «Салют», «Мир» и другие космические объекты.

Запущен КА «Протон-1» – первый космический аппарат серии «Протон», предназначенной для изучения космических лучей и взаимодействия частиц сверхвысоких энергий с веществом. Масса КА – до 17 т (масса КА «Протон-1» – 12,2 т).

Всего было запущено четыре ИСЗ «Протон». Все запуски осуществлялись РН «Протон».

16 ноября

Запущена межпланетная станция «Венера-3». Осуществлен первый ус-

пешный межпланетный перелет. Впервые (1 марта 1966 г.) достигнута другая планета Солнечной системы. Запуск осуществлен РН «Молния».

Масса КА «Венера-3» – 960 кг. КА имел спускаемый аппарат в виде шара диаметром 0,9 м с теплозащитным покрытием. Посадка на поверхность Венеры была предусмотрена с помощью парашютной системы.

1966 год

31 января

Запущена автоматическая станция «Луна-9», которая стала первым аппаратом, совершившим мягкую посадку на Луну (3 февраля 1966 г.) и съемку поверхности у места посадки с передачей изображения на Землю.

31 марта

Запущена автоматическая станция «Луна-10», которая 3 апреля была выведена на орбиту искусственного спутника Луны, первого искусственного спутника Луны. В августе и октябре 1966 г. проведены запуски еще двух искусственных спутников Луны – станций «Луна-11» и «Луна-12», а в апреле 1968 г. – станции «Луна-14».

25 июня

Выведен на орбиту советский метеорологический спутник для получения информации, необходимой для оперативного прогнозирования погоды. Это был ИСЗ серии «Космос» – «Космос-122». Параметры орбиты: орбита малого эксцентриситета с высотой в апогее ~ 625 км с наклоном 65°. Период обращения спутника – 97,1 мин.

25 июня

С выводом на орбиту ИСЗ «Космос-144» (28 февраля 1967 г.) и «Космос-156» (27 апреля 1967 г.) была образована (совместно с пунктами приема, обработки и распространения метеоинформации) экспериментальная метеорологическая космическая система «Метеор». С 1969 г. начались запуски серийных ИСЗ «Метеор», а позднее – «Метеор-2».

Все спутники «Метеор-2» запускаются РН «Союз» на орбиты, близкие к круговым (высота – около 900 км), с наклоном 81,2°.

24 августа

Запуск искусственного спутника «Луна-11». Проведены измерения солнечного ветра, регистрация микрометеоритов и другие исследования.

22 октября

Запуск искусственного спутника «Луна-12». Полностью выполнены гравиметрические и другие измерения.

21 декабря

Запущена автоматическая станция «Луна-13», которая 24 декабря совершила мягкую посадку на Луну. Начались первые прямые исследования лунного грунта. Спускаемый аппарат массой 112 кг был оснащен механическим грунтомером для определения прочности наружного слоя грунта, радиационным плотномером, приборами для измерения теплового потока от лунной поверхности, счетчиками для регистрации корпускулярного излучения.

На Землю передано пять панорам лунной поверхности, снятых при различной высоте Солнца над горизонтом.

1967 год

24 апреля

После завершения односуточного испытательного полета на новом космическом корабле «Союз-1» при посадке на Землю из-за отказа парашютной системы погиб летчик-космонавт Владимир Михайлович Комаров. (Купол парашюта полностью не раскрылся. Комаров погиб мгновенно в момент удара «Союза» о землю со скоростью 144 км/ч. Двигатель мягкой посадки не мог погасить столь стремительное падение.)

Полету корабля «Союз-1» предшествовали три запуска его беспилотных образцов. В конце 1966 г. удалось подготовить к старту первый беспилотный корабль «Союз». Но полет его окончился неудачей. Сразу после вывода на орбиту выяснилось, что корабль не может выполнять маневрирование и торможение для спуска с орбиты.

При старте второго беспилотного корабля произошла авария. За несколько секунд до включения зажигания автомата прервала предстартовые операции, затем сработали пороховые двигатели системы аварийного спасения корабля, что привело к взрыву носителя.

Полет третьего беспилотного корабля «Союз» протекал в общем нормально за исключением этапа спуска и приземления. При спуске в атмосфере на лобовом теплозащитном щите в районе технологической заглушки произошел прогар. Корабль спустился на лед Аральского моря, пробил его, и через несколько минут, заполнившись водой, ушел на дно.

24 апреля

После проведения необходимых до-работок под давлением руководства было принято решение о запуске пилотируемого корабля.

«Союз» – многоцелевой орбитальный пилотируемый космический аппарат длительного действия, служащий для решения самостоятельных научных и технических задач, отработки принципов создания орбитальных комплексов и использования в качестве транспортного корабля при полетах космонавтов на крупные орбитальные станции. Масса корабля – 6,8 т, длина – 7,5 м, диаметр жилых отсеков – 2,2 м.

КА «Союз» – это этап, подготовивший космонавтику к новому рубежу, – созданию орбитальных пилотируемых станций.

17 мая

Осуществлен запуск искусственного спутника «Луна-14» для отработки радиокомплекса.

25 мая

Запущен спутник «Молния».

12 июня

Осуществлен запуск автоматической межпланетной станции «Венера-4». Впервые были проведены прямые исследования физических и химических характеристик атмосферы Венеры.

16 июня

Выведен на орбиту ИСЗ «Космос-166». Начато изучение рентгеновского излучения Солнца.

23–24 сентября

При запусках КА «Космос-186» и «Космос-187» (беспилотные образцы кораблей «Союз») была осуществлена

первая в мире автоматическая стыковка двух космических аппаратов, а при запуске КА «Космос-212» и «Космос-213» 14 и 15 апреля 1968 г. автоматическая стыковка была повторена.

28 августа 1968 г. был запущен КА «Космос-238», аналогичный усовершенствованному космическому кораблю «Союз».

Все запуски прошли практически без замечаний. Проведенные (после гибели В.М. Комарова) эксперименты позволили принять решение о новом запуске КК «Союз» с космонавтом на борту.

18 октября

Межпланетная станция «Венера-4», запущенная 12 июня, достигла планеты Венера. Произведены первый плавный спуск станции на парашюте на поверхность Венеры и прямые исследования атмосферы. Получены первые данные о физических параметрах и химическом составе атмосферы.

23 ноября

Запущен навигационно-связной спутник «Циклоп».

14 декабря

Выведен на орбиту ИСЗ «Космос-259» с целью изучения влияния ионосферы на прохождение сверхдлинных радиоволн. Параметры орбиты следующие: высота в перигее – 210 км, высота в апогее – 1353 км, наклонение – 48,5°.

1968 год

2 марта

Запущен космический аппарат «Зонд-4» на траекторию облета Луны. Цель запуска – изучение дальних областей околоземного космического пространства и отработка новых бортовых систем и агрегатов КА. Это был

- 2 марта первый испытательный полет по программе подготовки пилотируемых полетов на Луну.
- 19 апреля Выведен на орбиту ИСЗ «Космос-215» – по существу, первая астрономическая лаборатория.
- 18 сентября Осуществлен облет Луны космическим аппаратом «Зонд-5» с живыми существами (черепахами) на борту с возвращением его на Землю. Проводилась отработка принципов посадки аппарата, возвращающегося на Землю со второй космической скоростью.
- Космический аппарат «Зонд-5» запущен 15 сентября РН «Протон» с дополнительной четвертой ступенью.
- Облет Луны аппаратом «Зонд-5» осуществлен при минимальном расстоянии от ее поверхности 1960 км. 21 сентября спускаемый аппарат вошел в атмосферу Земли со второй космической скоростью и приводнился в акватории Индийского океана.
- За семь суток полета КА «Зонд-5» проведена отработка систем и агрегатов для маневрирования на траектории возвращения на Землю, подтверждена правильность выбора формы и тепловой защиты спускаемого аппарата.
- В этом же году последовали запуски КА «Зонд-6, -7», спускаемые аппараты которых были успешно возвращены на Землю после облета Луны со второй космической скоростью. В основном успешные результаты запусков этих КА давали возможность переходить к пилотируемым запускам вокруг Луны с возвращением спускаемого аппарата с двумя космонавтами на Землю. Полет

еще одного беспилотного КА «Зонд-8» с приводнением в Индийском океане состоялся в октябре 1970 г.

Программа облета Луны российским пилотируемым кораблем вскоре после этого была закрыта, так как к этому времени (к середине 1969 г.) США осуществили высадку двух астронавтов на Луну и успешно возвратили их на Землю по программе «Сатурн-5» – «Аполлон».

1969 год

3 и 12 января

Осуществлен запуск межпланетных станций «Венера-5» и «Венера-6». Проведены измерения температуры, плотности, освещенности и химического состава атмосферы Венеры на высотах 55...18 км над поверхностью.

15 января

Осуществлена первая стыковка в ручном режиме пилотируемых космических кораблей «Союз-4» (запущен 14 января, командир корабля В.А. Шаталов) и «Союз-5» (запущен 15 января, его экипаж – Б.В. Волинов, Е.В. Хрунов, А.С. Елисеев) с образованием первой в мире экспериментальной орбитальной станции.

Впервые осуществлен переход космонавтов (Е.В. Хрунов и А.С. Елисеев) из одного космического корабля в другой через открытый космос (из КК «Союз-5» в КК «Союз-4»).

Первую операцию стыковки «вручную» должен был осуществить Г. Береговой на КК «Союз-3», выведенным на орбиту 26 октября 1968 г., с ранее запущенным КА «Космос-238». Сближение в дальних (30 км) и ближних (100...200 м)

15 января

зонах шло нормально, а причаливание не состоялось. Корабль, управляемый Береговым, на расстоянии примерно 50 м от цели поворачивался в сторону; две попытки окончились неудачей.

21 февраля

Осуществлен первый запуск РН Н-1.

На 70-й секунде полета из-за возникновения пожара в хвостовом отсеке одного из ЖРД по общей команде были выключены все ЖРД блока «А». Причина аварии – недостаточная наземная отработка двигателей.

Второй старт ракеты Н-1 состоялся 3 июля 1969 г. Через 0,4 с после команды «контакт подъема» из-за попадания в насос окислителя металлического предмета взорвался один ЖРД блока «А». При взрыве были повреждены соседние двигатели и начала разрушаться нижняя часть ступени. Ракета упала на стартовый стол, взорвалась и разрушила стартовый комплекс.

Третий пуск ракеты Н-1 был осуществлен со второго стартового комплекса 27 июня 1971 г. На 39-й секунде гиropлатформа системы управления встала на упоры (из-за возникновения неучтенных газодинамических моментов), а на 48-й секунде из-за больших крутящих моментов началось разрушение блока «Б» и по команде системы управления автоматически выключились все двигатели первой ступени.

Четвертый старт Н-1 был проведен 23 ноября 1972 г. Старт ракеты и подъем проходили штатно. Однако на 90-й секунде после выключения шести ЖРД блока «А» разрушились трубопроводы подачи топлива и начался пожар. На 107–110 с ракета взорвалась.

Намечался пятый пуск (были готовы две ракеты), но, к сожалению, после высадки американских астронавтов на Луну программа Н-1–ЛЗ была свернута.

Программа освоения Луны была переориентирована на беспилотные исследования с постепенным уменьшением количества полетов автоматических станций к Луне и последующим свертыванием ее к 1976 г.

В первой половине 1974 г. было принято решение о прекращении всех работ и по ракете-носителю Н-1.

16 и 17 мая

Осуществлены первые, практически одновременные, прямые исследования атмосферы Венеры станциями «Венера-5» (запущена 5 января) и «Венера-6» (запущена 10 января). Станции «Венера-5» и «Венера-6» совершили плавный спуск на парашюте сквозь толщу атмосферы. По результатам этих исследований была создана модель атмосферы Венеры с надежными оценками температуры и давления у поверхности: температура у поверхности достигает 470 °С, давление – 95 атм, атмосфера почти целиком состоит из углекислого газа (до 97 %). Созданная модель атмосферы была положена в основу проектирования венерианских посадочных аппаратов («Венера-7», «Венера-8») с расчетом на активное существование не менее 30–60 мин.

11 октября

При полете КК «Союз-6» (космонавты Г.С. Шонин и В.Н. Кубасов) проведены первые эксперименты по сварке, резке и обработке металлических и неметаллических материалов в космосе (в условиях глубокого вакуума).

13 октября

Осуществлен первый групповой полет трех кораблей «Союз»: «Союз-6» был запущен 11 октября (экипаж – Г.С. Шонин, В.Н. Кубасов); «Союз-7» – 12 октября (экипаж – А.В. Филипченко, В.Н. Волков, В.В. Горбатко); «Союз-8» – 13 октября (экипаж – В.А. Шаталов, А.С. Елисеев). В этом сложном эксперименте необходимо отметить хорошо скоординированную работу всех наземных служб и бортовых систем кораблей при старте, орбитальном движении и посадке.

14 октября

Выведен на орбиту КА «Интеркосмос-1» – первый ИСЗ с аппаратурой социалистических стран по международной программе сотрудничества. Параметры орбиты: высота в перигее – 260 км, высота в апогее – 640 км, наклонение – $48,4^\circ$.

1970 год

К началу 1970-х годов практически сформировалось новое направление изучения Земли и ее природных ресурсов – космическое природоведение.

В СССР была создана система «Ресурс», которая включала:
оперативную подсистему «Ресурс-01»;
оперативную подсистему «Океан»;
фотографическую подсистему «Ресурс-Ф»;
пункты приема и обработки информации.

Оперативная подсистема для исследования суши «Ресурс-01» предназначена для выявления перспективных районов поиска полезных ископаемых, контроля за состоянием земельных ресурсов, оценки состояния динамики развития сельскохозяйственных культур, прогноза урожайности, контроля за состоянием лесов, возникновением лесных пожаров, определения температуры и влажности почв, глобального контроля загрязнений атмосферы, суши, океанов.

Оперативная подсистема «Океан» (исследование океана) предназначена для определения районов повышенной биологической и промысловой продуктивности в интересах рыбного хозяйства, проводки судов в Арктике и Антарктике, глобального контроля загрязнений атмосферы, океанов и суши.

Фотографическая подсистема «Ресурс-Ф» предназначена для создания общегеографических и тематических карт в интересах землепользования, выявления перспективных районов поиска полезных ископаемых, контроля загрязнения океанов, суши, рек, водоемов, инвентаризации земельного и лесного фондов.

КА «Ресурс-Ф» запускалась РН «Союз» с космодрома Плесецк.

Параметры орбиты: высота в перигее составляет 194 км, а в апогее – 274 км, наклонение – $82,3^\circ$.

16 января

Выведен на орбиту ИСЗ «Космос-320». Проведен глобальный эксперимент по измерению теплового радиоизлучения Земли и атмосферы. Параметры орбиты спутника: высота в перигее – 240 км, высота в апогее – 342 км, наклонение – $48,5^\circ$,

Февраль

Начаты работы по созданию долговременных орбитальных станций (ДОС).

Первое поколение ДОС – пять «Салютов» – имели по одному стыковочному узлу и сравнительно небольшой эксплуатационный ресурс, второе поколение – «Салют-6 и -7» – уже по два узла.

«Мир» – третье поколение ДОС – имел шесть стыковочных узлов. В результате появилась возможность создать на орбите сложную, многопрофильную, уникальную по своему назначению станцию.

1–19 июня

Первый длительный восемнадцатисуточный полет космонавтов В. Севастьянова и А. Николаева. После посадки

1–19 июня

корабля оба находились в тяжелом состоянии и для полного восстановления нормального самочувствия потребовалось много времени.

После полета дискутировался вопрос, может ли длительное время человек пребывать в невесомости. Победила точка зрения «да, может» – при определенных мерах профилактики в процессе полета, т. е. при использовании специальных тренажеров и применении специальной системы тренировок. Это было сделано на ДОС «Алмаз», «Салют» и «Мир».

17 августа

Запущена автоматическая межпланетная станция «Венера-7», совершившая 15 декабря 1970 г. мягкую посадку на поверхность Венеры. Запуск станции осуществлен РН «Молния».

КА «Венера-7» имел массу 1180 кг, масса спускаемого аппарата – около 500 кг. Спускаемый аппарат, рассчитанный на давление 18 МПа и температуру 530 °С, совершил спуск на парашюте на поверхность Венеры. Радиосигналы на участке спуска принимались в течение 35 мин, с поверхности планеты – в течение 22 мин 58 с. Получены данные о распределении давления и температуры до поверхности планеты.

12 сентября

Запущена автоматическая станция «Луна-16». Станция была выведена РН «Протон» на круговую селеноцентрическую орбиту с удалением от поверхности Луны 110 км и наклоном 70°. Совершив мягкую посадку на поверхность Луны, станция произвела бурение, забор лунного грунта (20 сентября)

до глубины около 35 см и закладку его в герметизируемую полость возвращаемого аппарата. 24 сентября возвращаемый аппарат благополучно совершил посадку на Землю точно в заданном районе.

Впервые в истории космонавтики автоматический аппарат доставил на Землю образцы лунной породы (чуть более 100).

Следующими аппаратами, доставившими лунный грунт на Землю, стали «Луна-20», которая совершила посадку на Луну 21 февраля 1972 г., и «Луна-24» – 18 августа 1976 г., сделавшая забор грунта с глубины около 2 м.

24 октября

Состоялся первый экспериментальный старт лунного корабля Т2К. Замечаний к системам корабля не было. Затем последовали запуски следующих лунников: 26 февраля 1971 г. состоялся второй старт Т2К, а затем третий – 12 августа 1971 г. Все испытания прошли успешно. Были закончены наземная и летная (на околоземной орбите) отработка лунного корабля. Однако после нескольких неудачных пусков ракеты Н1 проект пилотируемого полета к Луне был закрыт.

10 ноября

Запущена автоматическая станция «Луна-17», доставившая (17 ноября) на Луну впервые в космонавтике самоходный аппарат «Луноход-1». 16 января 1973 г. автоматической станцией «Луна-21» был доставлен второй самоходный аппарат «Луноход-2».

Каждый из аппаратов «Луноход» представляет собой восьмиколесную

10 ноября

машину, имеющую высокую проходимость и несущую герметичный приборный контейнер, предназначенный для длительного функционирования и проведения научных исследований на лунной поверхности. Масса аппаратов «Луноход» – 750 и 840 кг соответственно. Каждый аппарат управлялся операторами из Центра дальней космической связи.

За 11 лунных суток (свыше 10 земных месяцев) «Луноход-1» преодолел расстояние свыше 10,5 км, детально обследовав поверхность общей площадью около 80 000 м², а «Луноход-2» за 5 лунных суток прошел в условиях более сложного рельефа расстояние около 37 км. Эти аппараты передали на Землю десятки тысяч снимков лунной поверхности, провели измерения ее механических свойств и химический анализ грунта.

Таким образом, полеты автоматов к Луне и посадка их на ее поверхность позволили детально изучить естественный спутник Земли и ответить на многие вопросы о его происхождении.

2 декабря

Выведен на орбиту ИСЗ «Космос-381» – первая ионосферная станция, определявшая распределение концентрации электронов во внешней ионосфере – до уровня орбиты ИСЗ.

Орбита ИСЗ близка к круговой (ее высота – около 1000 км) и наклонена к плоскости экватора под углом 74°.

1971 год

19 апреля

Выведена на орбиту первая долговременная пилотируемая орбитальная научная станция «Салют-1».

«Салют» – наименование серии советских орбитальных станций (ОС) для полетов по орбите вокруг Земли. Полеты осуществлялись с космонавтами на борту и в автоматическом режиме.

Станции типа «Салют» были предназначены для решения широкого круга задач в околоземном космическом пространстве: медико-биологических исследований с изучением воздействия условий длительного космического полета на организм человека; астрофизических исследований; исследований Земли, включая ее поверхность и атмосферу; проведения научно-технических экспериментов; отработки систем перспективных космических аппаратов.

Основные характеристики ОС «Салют»: масса полностью заправленной и укомплектованной станции после выведения на орбиту ИСЗ – 18,9 т, численность экипажа – до 6 человек, длина – 13,6...16 м, максимальный диаметр корпуса обитаемых отсеков – 4,15 м, объем обитаемых отсеков по гермокорпусу – 82,5 м³, свободный объем – 47 м³.

За 1971–1982 гг. выведено на орбиты ИСЗ семь орбитальных станций «Салют», из которых полет «Салют-2» проходил в автоматическом режиме, а полеты шести станций – в автоматическом режиме и с экипажами на борту. (Со станциями «Салют-3» и «Салют-5» с экипажами на борту на орбиту выводились станции «Алмаз».)

С выведением на орбиту в сентябре 1977 г. станции нового (второго) поколения – «Салют-6» – освоение ближнего космоса перешло из стадии экспериментов в стадию планомерной работы

19 апреля

в интересах народного хозяйства и науки. Конструктивное новшество ОС «Салют-6» – два стыковочных узла – позволило сочетать работу основных экипажей с экспедициями посещения. В состав первой основной экспедиции входили Г.Г. Гречко и Ю.В. Романенко.

Максимально достигнутая продолжительность полета одного экипажа на борту орбитальной станции «Салют-7» – около 237 сут. Состав экипажа станции: Л.Д. Кизим, В.А. Соловьев, О.Г. Атьков. До них дольше еще никто не работал непрерывно в условиях невесомости на внеземных орбитах.

Космонавты ОС «Салют-7» установили своеобразный рекорд: для выполнения сложных ремонтных и монтажных работ впервые в практике пилотируемых полетов в течение одной экспедиции было совершено шесть выходов в открытый космос общей продолжительностью 22 ч 50 мин.

Все орбитальные станции «Салют» выводились на орбиту ИСЗ РН «Протон».

19 мая

Запущена автоматическая межпланетная станция «Марс-2», которая достигла планеты Марс 27 ноября.

Траектория полета станции «Марс-2» прошла на расстоянии 1380 км от поверхности Марса. При подлете к планете от станции «Марс-2» был отделен спускаемый аппарат, доставивший на поверхность выпел. После включения двигательной установки орбитального отсека космический аппарат «Марс-2» перешел на орбиту искусственного спутника Марса с периодом обращения 18 ч. Масса КА «Марс-2» – 4650 кг.

Запуски КА «Марс-2» – «Марс-7» осуществлялись РК «Протон» с дополнительной четвертой ступенью.

28 мая

Запущена автоматическая межпланетная станция «Марс-3», спускаемый аппарат которой совершил мягкую посадку на Марс 2 декабря 1971 г. Передача сигналов на Землю с поверхности Марса продолжалась только 20 с, после чего сигнал прервался.

Отделение спускаемого аппарата осуществлено на расстоянии 50 тыс. км от Марса. Спускаемый аппарат двигался 4,5 ч к Марсу, вошел в атмосферу планеты и через 3 мин совершил мягкую посадку в южном полушарии.

Орбитальный отсек после отделения спускаемого аппарата двигался по траектории, проходящей на расстоянии 1500 км от поверхности Марса. Тормозная двигательная установка обеспечила переход станции «Марс-3» на орбиту спутника Марса с периодом обращения 12 сут 19 ч.

Космические аппараты «Марс-2» и «Марс-3», по существу, совершили совместный полет к Марсу, продолжавшийся более шести месяцев. Были успешно решены сложнейшие научно-технические задачи: длительные перелеты по межпланетной траектории; маневры вблизи планеты с помощью системы автономной навигации; вывод двух автоматических станций на разные околомарсианские орбиты; мягкая посадка на поверхность планеты.

В конце 1971 г. на околомарсианские орбиты были выведены сразу три искусственных спутника: советские

28 мая

«Марс-2» и «Марс-3» и американский «Маринер-9». Исследования были продолжены в 1974 г. с пролетного аппарата «Марс-4» и с орбиты искусственного спутника «Марс-5», выведенного на примерно суточную орбиту вокруг Марса 12 февраля 1974 г.

24 июня

Выведен на орбиту ИСЗ КА «Космос-428». Основная цель вывода – исследование источников рентгеновского излучения. Параметры орбиты спутника: высота в перигее – 208 км, высота в апогее – 271 км, наклонение – $51,8^\circ$.

30 июня

При возвращении на Землю из-за разгерметизации корабля «Союз-11» погибли космонавты Георгий Добровольский, Владислав Волков и Виктор Пацаев.

Космический корабль «Союз-11» был запущен 6 июня. После 24 сут по завершении программы полета (совместно с ОС «Салют-1») при спуске корабля с орбиты во время отстрела орбитального отсека произошло несанкционированное открытие дыхательного клапана, приведшее к разгерметизации спускаемого аппарата. Спустя 42 с после разгерметизации сердца космонавтов остановились. (Скафандры для космонавтов в составе корабля не были предусмотрены.)

Были проведены необходимые доработки корабля для защиты космонавтов в случае разгерметизации.

27 сентября 1973 г. на орбиту был выведен КК «Союз-12» с космонавтами Лазаревым и Макаровым для проверки эффективности этих доработок и правильности функционирования систем космического корабля при длительном

пребывании в невесомости на орбите Земли.

28 сентября

Запуск искусственного спутника «Луна-9». Получена информация об интенсивности корпускулярных космических потоков и проявлениях солнечной активности.

1972 год

14 февраля

Запущена автоматическая станция «Луна-20». Возвращаемый аппарат этой станции с лунным грунтом доставил на Землю 55 г лунного грунта.

27 марта

Запущена межпланетная станция «Венера-8». Проведены измерения температуры, давления и освещенности в атмосфере Венеры и у поверхности, определена скорость ветра на различных высотах. Впервые получены данные о химическом составе поверхностных пород.

14 апреля

Выведен на орбиту ИСЗ «Прогноз» – первый спутник серии, предназначенной для изучения солнечной активности, ее влияния на межпланетную среду и магнитосферу Земли.

Масса ИСЗ «Прогноз» – 850...900 кг. Всего до 1983 г. было запущено девять КА «Прогноз». Параметры орбит, на которые они выводились, следующие: высота в перигее – 380...950 км, высота в апогее – 197 900...720 000 км, наклонение – 65°.

Запуск ИСЗ «Прогноз» осуществлялся РН «Союз» с дополнительной четвертой ступенью.

22 июля

Произведена мягкая посадка спускаемого аппарата станции «Венера-8» (запущена 27 марта) на освещенную сторону Венеры. Впервые определен химический состав поверхностного слоя грунта планеты в месте посадки.

Для исследования грунта на Венере был разработан робот ВБ-2.

Робот ВБ-2 предназначался для бурения грунта на Венере, проведения его химического анализа, записи результатов на магнитную пленку и двухступенчатой передачи их на Землю – сначала со спускаемого аппарата на венерианскую станцию, а уже с нее – на Землю.

Масса КА «Венера-8» – 1184 кг (масса спускаемого аппарата – 495 кг).

Работа бортовых систем спускаемого аппарата продолжалась на участке парашютирования около 1 ч, а на поверхности – 50 мин 11 с.

Параметры атмосферы на дневной и ночной сторонах оказались близкими; в месте посадки КА «Венера-8» температура составила 470 ± 8 °С, давление $9 \pm \pm 0,15$ МПа.

Последующие запуски космических аппаратов «Венера-9, -10, -11, -12» и других также позволили получить немало важной информации.

1973 год

8 января

Запущена автоматическая станция «Луна-21» с «Луноходом-2» на борту. Собранные сведения позволили уточнить химический состав грунта вдоль трассы. Получена информация о яркости лунного неба в видимом и ультрафиолетовом диапазонах длин волн.

5 августа

Запущена межпланетная автоматическая станция «Марс-6», спускаемый аппарат которой осуществил посадку на поверхность Марса, а орбитальный блок – пролет около планеты.

1974 год

25 мая

Запущен искусственный спутник «Луна-22». Проведено картографирование поверхности Луны. Получены флюоресцентные спектры лунной поверхности.

9 июля

Запущен первый спутник серии «Метеор-Природа» для получения метеорологической информации, изучения воздействия потоков частиц на атмосферу, непосредственной передачи изображения облачности и подстилающей поверхности, исследования зон распределения осадков и ледового покрова, а также информации, необходимой для исследования природных ресурсов Земли и решения других научно-практических задач.

ИСЗ «Метеор-Природа» выведен РН «Союз» на солнечно-синхронную орбиту, близкую к круговой, с высотой в перигее 600...611 км, высотой в апогее 656...688 км, наклонением 98°.

29 июля

Выведен на околоstationарную орбиту спутник связи «Молния-1С». Параметры орбиты: круговая с высотой 35 850 км, наклонением 0,066°. Период обращения – 23 ч 59 мин.

29 июля КА серии «Молния» запускаются РН «Молния».

22 октября Выведен на орбиту ИСЗ «Космос-690» для проведения биологических исследований, отработки системы радиационной защиты с использованием электрического поля, проведения экспериментов по искусственному облучению гамма-лучами. Параметры орбиты: высота в перигее – 223 км, высота в апогее – 389 км, наклонение – 62,8°.

21 ноября Запущен КА «Молния-3».

1975 год

8 июня – 14 июля Запущены межпланетные станции «Венера-9» и «Венера-10». Впервые получены черно-белые панорамы поверхности Венеры вокруг места посадки.

15–21 июля Осуществлен первый совместный полет советских и американских космонавтов по программе «Союз» – «Аполлон».

Экипаж космического корабля «Союз-19» – А. Леонов и В. Кубасов.

Экипаж космического корабля «Аполлон» – Т. Стаффорд, Д. Слейтон, В. Бранд.

17 июля Осуществлена стыковка кораблей «Союз-19» и «Аполлон»; 19 июля произведена вторичная стыковка. Состыковавшись на орбите, «Союз» и «Аполлон» около двух суток продолжали полет вокруг Земли в виде единой космической системы. Во время совместного полета экипажи кораблей «обменялись визита-

ми», провели телевизионные репортажи, кинофотосъемки, а также ряд интересных научных экспериментов.

Советско-американский эксперимент явился важным шагом в развитии международного сотрудничества в исследовании и освоении космического пространства в мирных целях.

22 октября

Автоматическая межпланетная станция «Венера-9» (запущена 8 июня) вышла на орбиту искусственного спутника Венеры (это был первый искусственный спутник планеты). Начались первые одновременные исследования Венеры и околопланетного пространства двумя спутниками «Венера-9» и «Венера-10» (запущен 14 июля) и произведена мягкая посадка двух спускаемых аппаратов в разных районах. Тем самым был осуществлен сложный комплексный эксперимент по изучению характеристик этой планеты на поверхности, в атмосфере, облачном слое и окружающем космическом пространстве.

Осуществлена первая передача на Землю телевизионных изображений поверхности Венеры («Венера-9» передавала изображение 53 мин, «Венера-10» – 65 мин).

Впервые в сложных условиях атмосферы Венеры при давлении, в 90 раз большем, чем на Земле, и температуре 485 °С было получено изображение поверхности в месте посадки.

22 декабря

Выведен на геостационарную орбиту первый спутник космической связи «Радуга-1» для непрерывной круглосуточной телеграфно-телефонной радио-

22 декабря

связи и одновременной передачи цветных и черно-белых программ Центрального телевидения на сеть станций «Орбита» («Радуга»). Параметры орбиты: высота круговой орбиты – 35 800 км, наклонение – $0,3^\circ$. Период обращения спутника – 23 ч 53 мин.

Масса ИСЗ «Радуга» – 2 т.

ИСЗ «Радуга» запускаются четырехступенчатой РН «Протон».

1976 год

26 октября

Выведен на орбиту, близкую к геостационарной, первый спутник «Экран» для передачи цветных и черно-белых программ Центрального телевидения на сеть приемных устройств коллективного пользования, расположенных в населенных пунктах Сибири и Крайнего Севера. Масса ИСЗ – примерно 2 т. Мощность бортового ретранслятора – 200 Вт.

ИСЗ «Экран» выводятся на орбиту 4-ступенчатой РН «Протон». Параметры орбит ИСЗ: высота круговой орбиты – 35 474...35 780 км, наклонение – $0,1...0,45^\circ$. Период обращения ИСЗ – 23 ч 40 мин...23 ч 56 мин.

1977 год

17 июля

Состоялся первый запуск полностью укомплектованного транспортного корабля снабжения (ТКС) «Космос-929».

Через месяц возвращаемый аппарат совершил успешный спуск и приземление в заданном районе СССР. Автономный полет функциональногрузового блока продолжался до 3 февраля 1978 г.

Всего было проведено четыре запуска ТКС. В последних трех запусках ТКС состыковались с ОС «Салют-6 и -7». Возвращаемые аппараты во втором и третьем запусках совершили нормальный спуск и посадку на территории СССР. В последнем запуске (27 сентября 1985 г.) после доставки на станцию «Салют-7» груза массой 5 т возвращаемый аппарат на Землю не спустился.

ТКС предназначен для доставки на орбитальную станцию «Алмаз» экипажа и материальных запасов. ТКС состоял из функционально-грузового блока и возвращаемого аппарата.

ТКС рассчитан на спуск трех человек в скафандрах и около 100 кг полезного груза; комплекс был рассчитан на экипаж до шести человек.

29 сентября

Выведена на орбиту долговременная орбитальная станция «Салют-6» — станция второго поколения, оснащенная двумя стыковочными узлами и системой дозаправки топливом в космосе. Параметры орбиты: высота в перигее — 219 км, высота в апогее — 275 км, наклонение — $51,6^\circ$. Станция прекратила свое существование 29 июля 1982 г.

Станция «Салют-6» приняла первые международные экипажи. С ней осуществил стыковку 31 космический корабль.

1978 год

11 января

На орбите создан первый научно-исследовательский комплекс, состоя-

11 января щий из станции «Салют-6» и двух кораблей «Союз».

20 января Запущен на орбиту первый автоматический грузовой транспортный корабль «Прогресс». Он был создан на базе космического корабля «Союз». Корабли этой серии служат для выполнения транспортных операций по обеспечению длительного функционирования орбитальных станций (на Землю не возвращаются).

Масса КА «Прогресс» – около 7 т, полезного груза, доставляемого на станцию, – 2,3 т. Корабль выводится на орбиту трехступенчатой РН «Союз».

31 марта Выведен на орбиту ИСЗ «Космос-1000» – первый советский навигационный спутник. С помощью данного ИСЗ морские суда могут с высокой точностью определять свое местоположение в любой точке Мирового океана независимо от погодных условий. «Космос-1000» входит в состав спутниковой навигационной системы «Цикада», состоящей из нескольких аналогичных аппаратов. Параметры орбиты спутника: высота в перигее – 978 км, высота в апогее – 1024 км, наклонение – 83°.

Система «Цикада» позволяет определить координаты неограниченному числу судов.

19 декабря Выведен на геостационарную орбиту первый спутник космической связи «Горизонт» с усовершенствованной

многоствольной ретрансляционной аппаратурой для обеспечения телеграфно-телефонной радиосвязи и передачи телевизионных программ на станции систем «Орбита», «Москва», а также для использования в международной системе спутниковой связи «Интер-спутник».

Масса ИСЗ «Горизонт» – 2 т. Спутник выводится на орбиту четырехступенчатой РН «Протон».

1979 год

25 февраля

Запущен космический корабль «Союз-32» с экипажем в составе В.А. Ляхова и В.В. Рюмина для работы в составе станции «Салют-6». Проведены первые астрофизические эксперименты с помощью радиотелескопа, смонтированного космонавтами.

16 декабря

Запущен первый космический корабль серии «Союз-Т», созданный на базе корабля «Союз».

«Союз-Т» – трехместный космический корабль, предназначенный для полетов по орбите вокруг Земли. Он предназначен также для использования в качестве транспортного КА одноразового применения для обслуживания орбитальных станций и автономных полетов.

Масса КК «Союз-Т» – 6,85 т, свободный объем жилых отсеков – 6,5 м³. КК серии «Союз-Т» выводятся на орбиту 3-ступенчатой РН «Союз».

Первый «Союз-Т» – беспилотный, он состыковался с орбитальной станцией «Салют-6» 19 декабря 1979 г.

1981 год

19 июня

Осуществлена стыковка ИСЗ «Космос-1267» (запущен 25 апреля 1981 г.) со станцией «Салют-6». Проведены испытания системы и элементов конструкций перспективных космических аппаратов, отработка (впервые) методов сборки орбитальных комплексов больших габаритов и масс.

30 сентября

Запущен спутник «Гео-ИК» для создания геодезических сетей, определения параметров гравитационного поля Земли, изучения топографии Мирового океана.

30 октября и 4 ноября

Запущены межпланетные станции «Венера-13» и «Венера-14». Спускаемые аппараты этих станций передали сведения об атмосфере планеты, черно-белые и цветные панорамы окружающей местности. Взяты пробы грунта и проведен их химический анализ.

1982 год

18 мая

Выведен на круговую орбиту с высотой 35 820 км и наклоном $1,5^\circ$ ИСЗ «Космос-1366» с экспериментальной аппаратурой для ретрансляции телеграфно-телефонной информации в сантиметровом диапазоне длин волн (спутник-ретранслятор «Гейзер»).

30 июня

С космодрома Плесецк выведен на орбиту первый спутник «Космос-1383» международной системы «КОСПАС-

САРСАТ». Параметры орбиты: высота в перигее – 1004 км, высота в апогее – 1041 км, наклонение – 83° . 9 сентября 1982 г. впервые данный спутник помог спасти трех канадцев, попавших в аварию на самолете.

За 10 лет (с 1982 по 1992 г.) с использованием данной системы была оказана помощь примерно в 1000 аварийных случаях и спасено более 2300 человек.

На сегодня в составе системы КОСПАС-САРСАТ шесть спутников.

19–27 августа

Состоялся полет второй в мире женщины-космонавта СССР Светланы Евгеньевны Савицкой на КК «Союз-Т-7» в составе экипажа из трех человек и на орбитальной станции «Салют-7» в составе экипажа из пяти человек.

12 октября

Одной ракетой-носителем выведены на близкую к круговой орбиту три ИСЗ серии «Космос» – «Космос-1413», «Космос-1414» и «Космос-1415» для отработки элементов и аппаратуры космической навигационной системы «Глонасс», создаваемой для определения самолетами гражданской авиации и судами морского и рыболовного флота Советского Союза своего местоположения. Параметры орбиты: высота – 19 100 км, наклонение – $64,8^\circ$.

28 декабря

Выведен на орбиту ИСЗ «Космос-1426» – фоторазведывательный спутник СССР. Параметры орбиты: высота в перигее – 209 км, высота в апогее – 377 км, наклонение – $50,6^\circ$.

1983 год

23 марта

Выведена на орбиту станция «Астрон-1» для проведения астрофизических исследований галактических и внегалактических источников космического излучения при помощи ультрафиолетового телескопа и комплекса рентгеновских спектрометров.

Станция «Астрон-1» была создана на базе межпланетного космического аппарата «Венера». Ее масса – 3500 кг. Параметры орбиты станции: высота в перигее – 2000 км, высота в апогее – 200 тыс. км, наклонение – $51,5^\circ$. Период обращения станции – 5880 мин.

10 и 14 октября

Выведены на орбиту вокруг Венеры автоматические межпланетные станции «Венера-15» и «Венера-16». Запуск этих аппаратов и вывод их на орбиту ИСЗ осуществлен 2 и 7 июня 1983 г. соответственно. Аппараты были предназначены для исследования Венеры с орбиты ИСВ, в частности для радиолокационного картографирования планеты.

«Венера-15» и «Венера-16» выполнили радиолокационную съемку и радиопрофилирование северного полушария планеты до широты около 30° . На основании полученных данных была составлена карта этого района, которая не только представляет интерес для изучения Венеры, но и позволяет выявить общие для различных планет Солнечной системы закономерности геологических образований.

Запуск космических аппаратов осуществлен ракетой-носителем «Протон» с дополнительной четвертой ступенью.

1984 год

2 и 7 июня

С помощью автоматических межпланетных станций «Венера-15» и «Венера-16» проведено радиолокационное картографирование северного полушария Венеры от полюса до 30° с.ш. Построен высотный профиль поверхности вдоль трассы ИСВ.

23 июля

Впервые в истории пилотируемых космических полетов осуществлен выход в открытый космос женщины-космонавта С.Е. Савицкой.

С.Е. Савицкая работала в открытом космосе 3 ч 34 мин и вместе с В.А. Джанибековым провела испытание универсального ручного инструмента.

15 и 21 декабря

С космодрома Байконур запущены станции «Вега-1» и «Вега-2» для исследования планеты Венера и кометы Галлея. В середине июня 1985 г. при полете к Венере от них (на расстоянии 24 500 км от поверхности планеты) отделились спускаемые аппараты. В атмосфере Венеры они разделились на посадочные аппараты и аэростатные зонды, которые совершили автономно дрейф в облачном слое атмосферы планеты на высоте 53...55 км над ее поверхностью, измеряя параметры окружающей среды и передавая информацию непосредственно на Землю. Аппараты осуществили посадку на поверхность Венеры. Данные об атмосфере планеты и химическом составе ее грунта в местах посадки ретранслировались на Землю через пролетный аппарат станции «Вега-2».

15 и 21 декабря

Станции «Вега-1» и «Вега-2» после коррекции вышли на траекторию сближения с кометой Галлея. 9 марта 1986 г. станция «Вега-2» прошла на расстоянии 8200 км от ядра кометы. На Землю по радиолинии были переданы уникальные данные о физико-химических свойствах ядра, а также о процессах, происходящих в окружающей его газопылевой оболочке.

1985 год

6 июня

Выведен на орбиту КК «Союз Т-13» с экипажем на борту в составе В.А. Джанибекова и В.С. Савиных. На их долю выпала уникальная, никогда ранее не выполнявшаяся работа: подойти к потерявшей управление с Земли станции «Салют-7», состыковаться с таким неориентированным в пространстве объектом и, перейдя на борт станции, выполнить необходимый ремонт для восстановления ее работоспособности.

Космонавты блестяще выполнили эти задачи. В результате мировая космонавтика обогатилась ценнейшим опытом проведения на внеземных орбитах ремонтно-восстановительных работ, беспрецедентных по сложности и объему.

После восстановления станции В.А. Джанибеков и В.П. Савиных в течение длительного времени продолжали выполнять научные и народно-хозяйственные задачи на станции «Салют-7».

«Прекрасно выполненную операцию по сближению и стыковке с «мертвой» станцией «Салют-7» можно расценивать как крупное техническое достижение.

Этот метод имеет большое значение для развития пилотируемой космонавтики. Становится возможным осуществлять подход к спутникам для проведения осмотра или необходимых ремонтно-профилактических работ. Еще более значима операция в случае спасения экипажа пилотируемого корабля, не имеющего возможности вернуться на Землю по техническим причинам», – так оценил значение данной операции летчик-космонавт К.П. Феоктистов.

Состоялся первый пуск ракеты-носителя «Зенит». Разработка ракеты нового поколения началась во второй половине 1970-х годов, когда была сформулирована задача создания экологически чистого носителя, способного выводить на базовые околоземные орбиты высотой 185...200 км полезные грузы массой до 16 т, на орбиту высотой 1500 км – 7 т, а на геостационарную в трехступенчатом варианте – 1,9...2,4 т.

Первая ступень «Зенита» использована в качестве первой ступени сверхтяжелой ракеты «Энергия» (четыре блока).

Стартовый комплекс выполнен по так называемой технологии безлюдного старта.

25 октября

Запущен спутник «Луч» для ретрансляции информации управления пилотируемыми КА, передачи ТВ-сигнала с использованием малых репортажных станций.

1986 год

20 февраля

Выведена на орбиту долговременная орбитальная космическая станция третьего поколения «Мир» с шестью стыковочными узлами, из них два предназначены для приема транспортных кораблей, а четыре – для подстыковки самостоятельных научных модулей, в которых можно размещать оборудование для различных систем станции и проведения технологических экспериментов в космосе.

На станции одновременно могут работать пять-шесть человек.

Станция «Мир» практически круглосуточно имеет связь с Землей через спутники-ретрансляторы. Благодаря непрерывной связи со станцией ее бортовые вычислительные средства могут образовывать единый комплекс с мощными наземными ЭВМ. Такой прямой контакт машина – машина открывает новые возможности для автоматического контроля и управления системами станции при проведении научных экспериментов.

15 марта

На станцию «Мир» прибыл первый экипаж – Л.Д. Кизим и В.А. Соловьев. Самой яркой страницей этой экспедиции стал перелет экипажа на корабле «Союз-Т-15» между двумя станциями по трассе «Мир» – «Салют» – «Мир», выполненный впервые в истории космонавтики. Без таких рейсов немыслимы будущие работы по обслуживанию разветвленных космических комплексов. На станцию «Мир» со станции

«Салют» было доставлено около 400 кг научной аппаратуры.

1987 год

15 мая

Осуществлен первый пуск универсальной РН «Энергия», предназначенной для выведения на опорную орбиту как многоразовых орбитальных кораблей, так и крупногабаритных космических аппаратов научного и народно-хозяйственного назначения, в том числе модулей для долговременных станций.

Ракета-носитель «Энергия» имела стартовую массу свыше 2000 т и в зависимости от используемого варианта и применяемой второй ступени обеспечивала выведение на круговую околоземную орбиту высотой 200 км до 100 т полезной нагрузки, а на геостационарную орбиту – до 22,8 т. Масса полезной нагрузки при полете к Луне достигала 30 т и более, а при полете к Марсу – 30 т. Она выполнена по двухступенчатой схеме с параллельной компоновкой ракетных ступеней и боковым размещением выводимого полезного груза. Длина РН – 60 м, максимальный поперечный размер – около 20 м. На первой ступени, состоящей из четырех унифицированных блоков, были установлены самые мощные в мире жидкостные реактивные двигатели, работающие на кислородно-углеводородном топливе. Тяга каждого из них составляла 800 т. На второй ступени моноблочного типа применялись высокоэффективные кислородно-водо-

15 мая

родные двигатели с тягой по 200 т каждый (четыре двигателя).

Успешные запуски РН «Энергия» с ее возможностями по выведению на внешней подвеске тяжелых (до 102 т) крупногабаритных (диаметром до 6,7 м, длиной до 42 м) грузов делали реальным освоение Луны и создание на ней постоянно действующих экспедиционных баз.

25 июля

Выведена на орбиту автоматическая станция «Алмаз» («Космос-1870») ракетой-носителем «Протон». Станция проработала на орбите ровно два года. Впервые установленный на ней «всепогодный» радиолокатор позволил получить несколько тысяч уникальных снимков земной поверхности, океана, природных образований, районов стихийных бедствий и экологических катастроф.

27 декабря

Запущен спутник «Экран-М» непосредственного телевидения второго поколения.

1988 год

7 и 12 июля

С космодрома Байконур стартовали последовательно две советские автоматические межпланетные станции – «Фобос-1» и «Фобос-2».

Цель запуска – достичь поверхности Фобоса (спутник Марса) и исследовать его грунт, что позволило бы внести изменения в представления об эволюции нашего «солнечного дома». Кроме того,

задачей проекта являлось исследование Марса, Солнца и межпланетного пространства. Предполагаемые эксперименты были распределены между двумя КА. Поэтому «Фобос-1» и «Фобос-2» несколько отличались друг от друга, а полетная масса каждого составляла более 6 т.

В разработке научной программы проекта, в создании комплекса исследовательской аппаратуры вместе с советскими учеными участвовали специалисты 12 стран, а также Европейского космического агентства.

На Фобос предполагалось сбросить «десант» – долговременные автоматические станции, которые поведут научный репортаж прямо с поверхности загадочного спутника. В процессе телевизионной съемки должны были различаться детали поверхности размером до 6 см^2 .

На Фобосе, кроме того, должны были использоваться и «попрыгунчики» – уникальные мобильные зонды, которые могли передвигаться по марсианскому спутнику 20-метровыми прыжками. Цель – изучение физико-механических свойств грунта в разных точках.

Но эту программу, к сожалению, выполнить не удалось.

Обе станции были выведены на траекторию полета к Марсу, с ними поддерживалась связь, велось управление, проводились запланированные эксперименты. На «Фобос-1» начал работать уникальный телескоп «Терек», предназначенный для исследования Солнца в практически ранее не освоенном диапазоне спектра.

7 и 12 июля

«Терек» исправно работал на орбите более месяца, было проведено 14 из 50 запланированных сеансов наблюдений, получено 140 высококачественных изображений Солнца и солнечной короны.

Но 1 сентября «Фобос-1» не вышел на связь с Землей, не ответил на ее радиозапросы.

Позднее выяснилось, что в одной из инструкций, посланных «Фобосу-1», была пропущена всего лишь одна буква, но в результате сформировалась ошибочная команда на отключение системы, устанавливающей ориентацию. Попытки восстановить связь были безрезультатными в течение всего сентября.

15 ноября

Осуществлен полет орбитального корабля многоцелевого использования «Буран» в автоматическом режиме. После двухвиткового полета космический корабль «Буран» произвел посадку на космодроме Байконур.

Орбитальный корабль «Буран» выполнен из сверхпрочного композитного материала особой стойкости и тугоплавкости. Геометрические размеры корабля следующие: общая высота (по килю) – 16 м, диаметр фюзеляжа – 5,6 м, площадь крыла – 250 м², отсек полезного груза имеет диаметр 4,7 м и длину более 18 м, кабина экипажа – объем свыше 70 м³. Общая стартовая масса орбитального корабля может достигать 105 т, а посадочная – 82 т.

Для управления движением КК «Буран» в космосе используются двигатели

объединенной двигательной установки, а при планировании в атмосфере – аэродинамические органы управления (элевоны, руль управления, воздушный тормоз). Посадочная скорость КК – 310... 340 км/ч, длина пробега – 1000... 2000 м. Тормозной парашют имеет площадь 75 м². Посадку орбитального корабля обеспечивает посадочный комплекс космодрома.

Полету «Бурана» предшествовали полеты аппаратов – летающих моделей в уменьшенных масштабах, получивших название «беспилотные орбитальные ракетопланы» (БОР), разрабатывавшиеся по программе «Спираль» (1965–1978). Аппараты были существенно модифицированы: они оснащались новой системой теплозащиты и сбрасываемой тормозной ДУ для схода с орбиты. Полет после входа в атмосферу – планирующий с последующим спуском на парашюте на воду. Системное оснащение ракетоплана из-за его крайне малых размеров было предельно упрощено.

В период с июня 1982 по декабрь 1984 г. было проведено четыре орбитальных полета аппарата «Бор-4» и шесть суборбитальных полетов «Бор-5».

В результате проведенных исследований с моделями «Бор-4» и «Бор-5» выявлена необходимость некоторых изменений аэродинамической компоновки ОК «Буран», которые и были выполнены перед его полетом.

Кандидатами в члены экипажа, прошедшими подготовку для первого

15 ноября

полета на космическом аппарате «Буран», были И. Волк, Р. Станкявичус, У. Султанов, М. Толбоев и др. Их приобретенные в процессе подготовки знания остались невостребованными.

В системе «Энергия» – «Буран» не все элементы многоцветные. Многоцветным является только самолет «Буран», остальные – однокрасочные. Для того чтобы вывести на орбиту 25 т полезного груза, носитель «Энергия» (однокрасочный) в данной системе должен выводить на орбиту 100 т, затем «Буран» осуществляет посадку на поверхность земли.

1989 год

1 декабря

Запущена астрофизическая обсерватория «Гранат». Изучено более 70 звезд разных спектральных классов и светимости, 22 квазара и столько же галактик с их галактическими полями. Впервые построено изображение центра галактики с высоким разрешением, зарегистрированы гамма-всплески и их спектры.

1991 год

29 января

Запущен ИСЗ «Информатор-1», предназначенный для создания сети оперативного обмена геолого-геофизическими данными между источниками первичной информации и центрами их анализа и обработки.

Параметры орбиты; высота в перигее – 877 км, в апогее – 1022 км, наклонение – 82,9°.

12 марта

Ракетой-носителем «Космос» с космодрома Плесецк запущен навигационный спутник «Надежда», предназначенный для определения местонахождения судов морского и рыболовного флотов, а также для работы в составе Международной космической системы поиска и спасения судов и самолетов, терпящих бедствие (КОСПАС-САРСАТ).

Параметры орбиты: высота в перигее – 975 км, в апогее – 1030 км, наклонение – 82,9°.

31 марта

Ракетой-носителем «Протон» на околоземную орбиту выведена автоматическая станция «Алмаз-1», вторая в серии тяжелых космических аппаратов.

Параметры орбиты: высота в перигее – 170 км, в апогее – 280 км, наклонение – 72,7°.

На борту новой станции установлен радиолокатор высокого разрешения «Экор-А» с улучшенными характеристиками и радиометрическая сканирующая система.

Радиолокационная информация в цифровом виде передается с борта станции на центральный пункт приема через два спутника-ретранслятора.

Программа полета станции «Алмаз-1» предусматривала проведение радиолокационной съемки по различным направлениям народного хозяйства и контролю окружающей среды.

15 августа

Выведен на орбиту ИСЗ «Метеор-3» с американским прибором ТОМС для изучения озонного слоя, защищающего все живое на нашей планете от губительного ультрафиолетового излучения Солнца.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	5
Сокращения и основные обозначения	11
Введение	23
Раздел 1. ВВЕДЕНИЕ В ТЕХНОЛОГИЮ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ	31
Глава 1. Постановка задачи, средства и методы управления космическими полетами	33
1.1. Содержание, структура и цели процесса управления	33
1.2. Средства и методы управления пилотируемыми космическими полетами	45
1.3. Основные принципы обеспечения эффективности управления полетом	54
1.4. Функции системы управления полетом и критерии их распределения между наземным комплексом управления, бортовым комплексом автоматического управления и экипажем	60
1.5. Взаимодействие основных звеньев автоматизированной системы управления пилотируемыми космическими полетами	69
1.6. Информационное обеспечение управления космическими полетами	70
1.7. Организация управления пилотируемыми космическими полетами	76
Глава 2. Основные направления рационализации структуры автоматизированной системы управления космическими полетами и распределение функций между ее элементами	89
2.1. Эволюция функций и задач системы автоматизированного управления полетом пилотируемых космических аппаратов ...	89

2.2. Принципы выбора рациональных структур наземного контура системы управления космическими полетами	94
2.3. Синтез структуры технологических циклов управления космическими полетами средствами наземного автоматизированного комплекса управления	109
Раздел 2. СИСТЕМНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ	115
Глава 3. Научно-технические основы синтеза структуры и совершенствования функционирования автоматизированной системы управления космическими полетами	117
3.1. Общие положения	117
3.2. Концептуальная модель процессов управления космическими полетами	119
3.3. Принципы математической формализации и структурирования моделей состояния автоматизированной системы управления космическими полетами	133
3.4. Функционально-структурный подход к решению задач синтеза технологий управления полетом	143
3.5. Оценка потенциальной способности допустимых технологий управления космическим полетом по решению целевых задач на основе построения множеств достижимости	147
Глава 4. Системные аспекты алгоритмизации баллистико-навигационного обеспечения наземного комплекса управления космическими полетами	151
4.1. Место баллистико-навигационного обеспечения в структуре технологического управления космическими полетами	151
4.2. Состав, организационно-технические основы и требования, предъявляемые к баллистико-навигационному обеспечению....	153
4.3. Формулирование основных задач баллистико-навигационного обеспечения	155
4.4. Математическая модель функционирования автоматизированной системы управления технологическим циклом	157
4.5. Особенности постановки задач баллистико-навигационного обеспечения с учетом действия возмущений	167

4.6. Анализ возможности описания объект-системы «задача БНО – инструмент решения» аппаратом теории ультраоператоров	174
4.7. Математическая формулировка обобщенных корректных (некорректных) задач баллистико-навигационного обеспечения	182
Глава 5. Анализ целевых и информационно-технических возможностей бортового комплекса автоматического управления при выполнении основных служебных и динамических операций	185
5.1. Свойства динамических систем, определяющих информационно-технические возможности бортового комплекса управления	185
5.2. Управляемость при решении задач встречи	204
5.3. Наблюдаемость и обработка измерений в задачах управления сближением космических аппаратов	222
5.4. Управляемость и наблюдаемость углового движения космического аппарата	231
Раздел 3. ПЛАНИРОВАНИЕ И ОСНОВЫ ТЕОРИИ ОПТИМИЗАЦИИ ПЛАНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ	251
Глава 6. Планирование космических полетов	253
6.1. Общие сведения	253
6.2. Разработка планов полета тактического уровня	261
6.3. Разработки детального плана полета	263
6.4. Общий подход к автоматизации разработки плана полета.....	271
6.5. Влияние нештатных ситуаций на план полета	273
Глава 7. Особенности постановки и методы решения оптимизационных задач при планировании полетов	276
7.1. Этапы и уровни оптимизации функционирования автоматизированной системы управления космическими полетами и реализации полетных операций	276
7.2. Определение рационального объема целевых операций и их ресурсного обеспечения средствами наземного комплекса управления	278
	475

7.3. Критерии и основные методы оптимизации детерминированных задач отслеживания опорных движений, решаемых при планировании стандартных полетных операций	282
7.4. Критерии целесообразности постановки игровых (конфликтных) задач оптимального управления при планировании полетных операций	289
Глава 8. Принципы оптимизации планирования работы наземного комплекса автоматизированной системы управления космическим полетом	297
8.1. Исходные предпосылки	297
8.2. Формальное представление и алгоритмизация конфликтов, возникающих при планировании работы средств наземного комплекса управления	299
8.3. Разработка метода автоматизированного оперативного планирования работ и ресурсов средств наземного комплекса управления	308
8.4. Разработка метода планирования технического обслуживания средств наземного комплекса управления	316
8.5. Оптимальное планирование функционирования автоматизированной системы обмена информацией	319
Глава 9. Оптимизация планирования стандартных полетных операций с учетом характерных ограничений	327
9.1. Выведение космического аппарата на орбиту	327
9.2. Маневры сближения и стыковки космических аппаратов	341
9.3. Спуск с орбиты	363
Глава 10. Основы планирования и оптимизация управления при выполнении целевых операций	371
10.1. Сущность управления экспериментами, проводимыми на борту космических аппаратов	371
10.2. Выбор оптимальных интервалов времени выполнения целевых операций	373
10.3. Оптимальное управление бесперегрузочным режимом движения центра масс космического аппарата при выполнении экспериментов	378

Глава 11. Основы оперативного планирования полета утилизируемых крупногабаритных космических конструкций, выработавших ресурс	382
11.1. Исходные предпосылки утилизации крупногабаритных космических конструкций	382
11.2. Условия полета, определяющие концепцию оперативного планирования	385
11.3. Планирование и оперативное управление полетом орбитального комплекса «Мир» на завершающем этапе его обслуживания	391
11.4. Практическая реализация плана управления спуском орбитального комплекса «Мир»	401
Литература	406
Приложение. Космические полеты отечественных аппаратов периода советской космонавтики (1957–1991)	413

Учебное издание

**Соловьёв Владимир Алексеевич
Лысенко Лев Николаевич
Любинский Валерий Евгеньевич**

УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

Часть 1

**Редактор В.М. Царев
Технический редактор Э.А. Кулакова
Художник Н.Г. Столярова
Корректор Г.С. Беляева
Компьютерная графика О.В. Левашовой
Компьютерная верстка О.В. Беляевой**

**Оригинал-макет подготовлен
в Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана.**

**Санитарно-эпидемиологическое заключение
№77.99.60.953.Д.003961.04.08 от 22.04.2008 г.**

**Подписано в печать 01.09.09. Формат 60×90 1/16.
Усл. печ. л. 30,0. Тираж 1500 экз.
Заказ № 1542**

**Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.
E-mail: press@bmstu.ru.
105005, Москва, 2-я Бауманская, 5.**

**Отпечатано в ГУП ППП «Типография «Наука».
121099, Москва, Шубинский пер., 6.**

В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышло в свет учебное пособие
И.С. Шумилова «Системы управления
рулями самолётов»



Учебное пособие подготовлено автором на основе опубликованных материалов с учётом 35-летнего опыта работы в авиационной промышленности. Рассмотрен круг вопросов, решение которых обосновывает структуру бортовых систем управления рулями самолётов, их параметры, принципы работы и конструкцию основных агрегатов и узлов. Приведены требования к системам управления рулями современных самолётов. Показана перспектива развития систем управления, а также возможные решения по повышению надёжности и безопасности воздушных судов.

Для студентов высших учебных заведений, обучающихся по направлению «Системы управления движением и навигация» специальности «Системы управления летательными аппаратами», а также дипломированных специалистов и других читателей, интересующихся авиационной техникой.

ISBN 978-5-7038-3085-7

Тираж 1000 экз.

В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана

готовится к изданию учебное пособие

«Аэродинамика летательных аппаратов»

коллектива авторов в составе: А.Г. Голубев, В.Т. Катугин, А.Ю. Луценко, В.О. Мосаленко, Е.Г. Столярова, А.И. Хлупнов, П.А. Чернуха под общей редакцией лауреата премии Правительства РФ в области науки и техники, лауреата премии им. Н.Е. Жуковского, д-ра техн. наук, проф. В.Т. Калугина.

В учебном пособии изложены теоретические и прикладные вопросы аэродинамики летательных аппаратов. Приведены сведения из кинематики и динамики газов, а также основные уравнения аэрогидромеханики, аналитические и численные методы расчета вихревых, потенциальных, плоских, пространственных и вязких течений. Рассмотрены теории скачков уплотнения; изоэнтропических, отрывных и струйных течений; пограничного слоя. Представлены практические задачи по определению аэродинамических характеристик летательных аппаратов и их элементов, даны понятия гистерезисных и нестационарных явлений в аэродинамике. Описаны методы экспериментального моделирования процессов обтекания.

Для студентов технических университетов, слушателей военных академий, а также аспирантов, инженеров и научных работников, специализирующихся в области ракетно-космической техники.

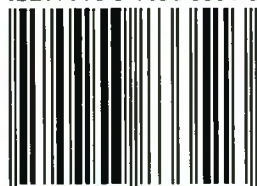
ISBN 978-5-7038-3355-1

Тираж 1000 экз.

По вопросам приобретения обращаться в отдел реализации Издательства:
телефоны: (499) 263-62-60; 263-60-45; 263-67-98;
факс: (499) 261-45-97;
e-mail: press@bmstu.ru



ISBN 978-5-7038-3351-3



9 785703 833513